Содержание

International Centre for Astronomical, Medical and Ecological Research of National Academy of Sciences of Ukraine Institute of astronomy of Russian Academy of Sciences

Near-Earth Astronomy 2007

Proceedings of the International conference 3-7, September, 2007 Terskol

Editors:

L.V. Rykhlova V.K. Tarady

Editorial board:

E.S.Bakanas T.V. Kasimenko

Nalchik 2008 Международный центр астрономических и медико-экологических исследований Национальной академии наук Украины

Институт астрономии Российской академии наук

Околоземная астрономия 2007

Материалы международной конференции 3-7 сентября 2007 г. п.Терскол

Редакторы:

Л.В. Рыхлова В.К. Тарадий

Редакционная коллегия: Е.С.Баканас Т.В.Касименко

> Нальчик 2008

УДК 532.44 +629.78

Околоземная астрономия -2007. Нальчик: Изд. М.и В. Котляровы, 2008 — 376 с. ISBN 978-5-93680-195-2

Книга является сборником научных работ, представленных на конференции «Околоземная астрономия-2007». Конференция была организована Институтом астрономии РАН совместно с Международным центром астрономических и медикоэкологических исследований Национальной академии наук Украины и проведена с 3 по 7 сентября 2007 года в пос. Терскол (Кабардино-Балкария, Россия). Это уже восьмая книга, посвященная проблемам околоземной астрономии. Год от года проблемы исследований малых тел Солнечной системы, искусственных спутников Земли и космического мусора техногенного происхождения, а также проблема астероиднокометной опасности становятся, по разным причинам, все более актуальными. Это нашло свое отражение в представленных докладах.

Кроме того, конференция проходила накануне 50-летия запуска первого искусственного спутника Земли. Это событие отмечено несколькими историческими докладами.

Сборник предназначен для ученых, работающих в области проблем околоземной астрономии, а также для инженеров, аспирантов и студентов, работающих в этой и смежных теоретических и практических областях астрономии.

Near-Earth Astronomy - 2007.

Nalchik: Edit: M. and V. Kotlyarovy, 2008 — 376 p.

The book is the proceedings of the conference «Near-Earth Astronomy-2007». The conference held in Terskol in September 3-7, 2007, organized by the Institute of astronomy of Russian Academy of Sciences and the International Centre for Astronomical, Medical and Ecological Research.

This is the eitgth book in the series devoted to the problems of near-Earth astronomy. From year to year become more urgent the problems of the investigation of the small bodies of Solar system, as well as artificial satellites of the Earth and space debris, and the problems of Countermesures against Potentially Hazardous Objects.

Scientific and applied topics of this branch of astronomy are presented in the book. Besides, the 50-years from the beginning of space era (from the launching of the First Artificial Satellite of the Earth (04 October 1957) taked note of several reports.

The book intends for researches in the field of near-Earth astronomy, engineers, post-graduates and students working in this or overlapping fields of theoretical and practical astronomy.

©Институт астрономии РАН, 2008 ©МЦ АМЭИ НАН Украины, 2008

Предисловие

2007 год – год 50-летия начала космической эры. Естественно, что традиционная конференция «Околоземная астрономия», открывшаяся за месяц до юбилейной даты 4 октября 2007 года, не прошла мимо этого события. Первый день конференции – это воспоминания о том, как это было: первые запуски, первые полеты космонавтов и первые попытки наблюдений совершенно необычных для астрономов быстродвижущихся небесных объектов.

Запуск первого искусственного спутника Земли и последующие исследования Луны и планет Солнечной системы открыли новую страницу в исследовании околоземного пространства и всей Солнечной системы. Космические миссии, новые технические и научные достижения последних десятилетий привели к обнаружению десятков ранее неизвестных спутников больших планет, многократно увеличили знания о населенности Солнечной системы малыми телами . Космические экспедиции на Луну, Венеру, Марс, Меркурий показали, что повсюду поверхности небесных тел испещрены следами падения астероидов, метеоритов, комет. Доказана метеоритная (ударная) природа сотен кратеров на поверхности Земли.

Тот факт, что среди известных астероидов есть такие, перигелии орбит которых находятся внутри земной орбиты, известен давно. Еще недавно они казались экзотическим исключением, и были выделены в отдельные группы. Но вот в 1970-х годах на обсерватории Маунт Паломар в США начался их систематический поиск и число астероидов, приближающихся или пересекающих земную орбиту стало быстро возрастать. В 90-х годах XX века были организованы специальные службы поиска, слежения и каталогизации малых тел Солнечной системы. Сейчас ежемесячное количество вновь открываемых астероидов достигает нескольких сотен, в их числе оказываются десятки астероидов, сближающиеся с Землей, в том числе и потенциально опасные для Земли.

Первый астероид Церера, открытый в начале 1801 года, имеет диаметр 952 км. Технические возможности наземных телескопов сегодняшнего дня позволяют обнаруживать объекты гораздо меньшего размера – порядка сотен метров. Количество таких объектов в околоземном пространстве – сотни тысяч. Ожидается, что в ближайшие годы поток наблюдений **Терскол, 3-7 сентября 2007 г.** и открытий декаметровых и гектометровых малых тел еще существенно возрастет.

Новые открытия, новая совершенная техника наблюдений, развитие астрономии и смежных дисциплин позволили в полной мере осознать проблему астероидно-кометной опасности как одной из глобальных проблем человечества.

Падение на Землю космического тела размером от нескольких десятков метров в диаметре способно вызвать локальную или региональную катастрофу в зависимости от массы и относительной скорости тела. Расчеты показывают, что среди открытых объектов имеется несколько десятков, вероятность столкновения которых с Землей отлична от нуля. Два из них – астероид Апофис и астероид 2004 VD17 представляют достаточно реальную опасность, имея размеры диаметров в несколько сот метров. Апофис, по современным оценкам, 13 апреля 2029 года пройдет на расстоянии геостационарной орбиты, причем возможны его повторные сближения с Землей в последующие годы (см. статьи в сборнике).

Новые знания, полученные за последние 20-30 лет, это не только обнаружение огромного числа декаметровых и гектометровых объектов в околоземном пространстве. Это еще и понимание того, что вся система подобных тел представляет собой непрерывно пополняемую популяцию, члены которой находятся в неустойчивом состоянии. Знаний в этой области недостаточно не только об общей массе вещества, движущегося в межпланетном пространстве, но и том, каков процесс возникновения новых образований твердых малых тел (например, метеороидных комплексов), какова их первоначальная структура и как она видоизменяется под действием гравитационных и негравитационных эффектов, каковы скорости движения фрагментов и т.д. Концепция непрекращающегося формирования меж-планетного комплекса малых тел требует изучения причин возникновения резервуара тел на орбитах, сближающихся с орбитой Земли, и источников его постоянного пополнения. Решение этой задачи невозможно без понимания общей проблемы миграции вещества в Солнечной системе и процесса притока малых тел в околоземное пространство. Неясно пока и то, какие процессы приводят к вторжению небесных тел в околоземное пространство, движению тел через атмосферу Земли и, наконец, выпадению самих тел или их фрагментов на поверхность Земли. За сутки в атмосферу Земли влетает более 100 млн твердых межпланетных частиц – фрагментов астероидов и комет. К счастью, в основном они мелкие: суммарная масса их не превышает нескольких тонн. Но более крупные тела, не испаряясь в атмосфере, взрываются и выпадают на Землю.

С задачей обнаружения небесных тел тесно связана разработка технологически осуществимого варианта воздействия на тело, угрожающее столкновением с Землей, с таким расчетом, чтобы не только отвести уг-

Предисловие

розу ближайшего столкновения, но и уменьшить эту опасность в моменты возможных следующих сближений.

В настоящее время уже существуют теоретические разработки методов активного противодействия (см. статьи в сборнике), хотя проблема их опробования на практике остается открытой. Выбор средств зависит от многих причин, и в первую очередь, от массы тела и от времени, остающегося до столкновения. Заметим, что решение большинства проблем астероиднокометной опасности является объектом международного права.

В XXI веке невозможно представить человечество без космических аппаратов, несущих службу в ближнем космосе. Невозможно перечислить все добытые сведения научного характера, как невозможно перечислить и практическую пользу, которую приносят искусственные спутники Земли. Достаточно упомянуть о многоспутниковых навигационных системах GPS (США), ГЛОНАСС (Россия), Galileo-Sat (Европейское Космическое агентство). Орбиты этих спутников занимают диапазон высот от 19000 до 20500 км. Геостационарную орбиту (36 000 км от поверхности Земли) занимают спутники связи, метеорологические, ретрансляторы и др. – это современная космическая индустрия. Но есть, к сожалению, негативная сторона освоения космического пространства. Геостационарная орбита уже перегружена ввиду ее ограниченных возможностей и постоянного повышенного к ней интереса со стороны многих государств.

Есть и другие интенсивно эксплуатируемые орбиты. Естественно, что появившийся 50 лет назад и очень быстро растущий класс объектов – искусственные спутники Земли – стали предметом наблюдений с помощью наземной астрономической техники. По законам гравитации – все искусственные объекты с высотой больше 2000 км обречены практически на вечное пребывание в околоземном пространстве. Исчерпав свои энергетические ресурсы, они становятся небесными телами, живущими по законам небесной механики.

Одним из отрицательных последствий практического освоения космоса стала проблема техногенного засорения космоса фрагментами космической техники. Термин «Космический мусор» охватывает большой перечень искусственных объектов, выработавших свои энергетические возможности, выполнившие запуск спутника и ставшие ненужными ступени ракет-носителей, фрагменты разрушенных ракет и космических аппаратов, просто операционный мусор.

Но больше всего фрагментов космического мусора образуется в результате взрывов. С 1961 по 2007 гг. стало известно почти о 200 взрывах в космосе, происшедших по разным причинам, в том числе из-за несовершенства систем бортовых и двигательных установок и химических батарей (самопроизвольные взрывы). Ко временам холодной войны и звездных войн относятся взрывы преднамеренные, с целью испытания соответствующей техники. Каждый взрыв порождает облако фрагментов различной величины.

Пока адекватно оценить реальную обстановку на Геостационарной орбите и реальную опасность встречи фрагментов космического мусора и конкретного функционирующего космического аппарата невозможно из-за ограниченных возможностей наблюдательной техники.

Сейчас регулярно отслеживается, сопровождается и идентифицируется с источником происхождения около 10 000 крупных фрагментов. Общее же число обнаруженных частиц с эквивалентным диаметром больше 10 см превышает сотни тысяч. Участились непрогнозируемые возмущения в движении действующих космических аппаратов на геостационарной орбите, что может говорить о росте числа их столкновений с фрагментами разрушений (см. статьи сборника).

Космический мусор начинает создавать серьезную угрозу не только для космических аппаратов и орбитальных станций, но и для экологии околоземного пространства самой Земли.

Все перечисленные проблемы околоземного пространства, связанные с небесными объектами как естественного так и искусственного происхождения, являются предметом обсуждений участников конференции «Околоземная астрономия-2007».

д.ф.-м.н. Рыхлова Л.В.

50-ЛЕТИЮ ЗАПУСКА ПЕРВОГО ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ ПОСВЯЩАЕТСЯ

50 лет космических исследований

Савиных В.П.

Московский государственный университет геодезии и картографии E-mail: svp@miigaik.ru

4 октября 1957 г. в СССР был выведен на орбиту первый искусственный спутник Земли (ИСЗ). Началась космическая эра. Очень быстро стало ясно, что ИСЗ и другие космические аппараты (КА) позволяют эффективно решать различные фундаментальные и прикладные задачи. В настоящее время многие страны ведут активную космическую деятельность и все – используют ее результаты. Без ИСЗ уже нельзя представить решение навигационно-геодезических задач, изучение природных ресурсов и контроль за состоянием окружающей среды, организацию связи и телевещания, прогнозирование погоды и многое другое. На орбиты выводятся спутники – телескопы, позволяющие проникать в неизведанные глубины Вселенной.

Автоматические межпланетные станции и искусственные спутники планет позволили детально изучать небесные тела Солнечной системы и привели к получению таких результатов, о которых раньше можно было только мечтать. Во многих странах, в том числе и в России, активно прорабатываются вопросы создания научных баз на Луне и Марсе.

Широкий круг проблем решает пилотируемая космонавтика.

В докладе мы остановимся на достижениях, которые были обеспечены за пятьдесят лет в результате использования космических методов и средств. Будут также охарактеризованы некоторые важные направления фундаментальных и прикладных исследований, которые будут проводиться в будущем.

50 Years of Space Exploration

Savinykh V.P. Moscow State University of Geodesy and Cartography

E-mail: svp@miigaik.ru

The first Earth artificial satellite was launched in the USSR on October 4, 1957. With this event the space age began. Soon it was clear that the space exploration opened the way for

50-летие Первого ИСЗ -

the solution of many fundamental scientific and technologic problems.

Today it's actively pursuied by many countries, and all humanity is benefitting from its results. The satellite technology makes possible the modern navigation, geodezy, natural resources exploration, environmental monitoring, communications, weather forecast. From high in orbit the space telescopes are looking into the unknown depths of the Universe. The interplanetary probes have made the detailed studies of the Solar System, bringing in the undreamt-of previous results. Now, several countries, including Russia, are studying the feasibility of the establishment of permanent scientific bases on the Moon and Mars.

In this report we sum up the results of fifty years of space exploration. Then we book forward to the future.

Сегодня космическая деятельность занимает одно из ключевых мест в геополитике России и является важнейшим фактором, определяющим ее статус великой державы и страны высоких технологий. Космическая деятельность России имеет глубокие исторические корни. Ракетная, а затем ракетно-космическая техника стали делом жизни нескольких поколений наших соотечественников. Ныне хорошо известны работы российских ученых (и прежде всего – К.Э.Циолковского) и инженеров ГДЛ, ГИРД и РНИИ, заложившие теоретические и экспериментальные основы отечественного ракетостроения и давшие толчок развитию отечественной школы ракетчиков.

Итогом деятельности отечественных ракетных организаций 20-30-х годов прошлого века стали углубление теории ракетного полета и накопление проектного и экспериментального задела, необходимого для практической реализации возможностей ракетной и ракетно-космической техники. По отдельным направлениям работ этого периода были получены результаты, нашедшие практическое применение. Это, прежде всего, реактивные снаряды и установки, широко использовавшиеся в годы Великой Отечественной войны в армии, авиации и на флоте, и самолетные ускорители на основе жидкостных ракетных двигателей. Однако, полученные в предвоенные и военные годы, прежде всего в РНИИ, значительные для того времени наработки по жидкостным ракетным двигателям, баллистическим и крылатым ракетам до 1946 г. оставались практически не востребованными.

Только постановление Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г. впервые поставило задачу промышленного освоения и серийного производства баллистических ракет дальнего действия и других видов управляемого ракетного вооружения. На базе созданной в 1946 г. отрасли промышленности выросла современная ракетно-космическая индустрия.

Создавая баллистические ракеты, советские ученые не забывали и о мирном предназначении ракетной техники — прорыве в новые пространства, новые области познания. Еще в молодости С.П.Королев писал, что ракеты — это оборона и наука. И совершенно не случайно, что при первых же испытательных пусках советских ракет в октябре 1947 г. на них устанавливались приборы для изучения космических лучей. Уже с тех пор ракетно-космическая промышленность стала промышленностью «двойного назначения»: создавая ракетные комплексы, она обеспечивает и широкомасштабное освоение космического пространства.

Не менее впечатляют успехи отечественной науки и, разумеется, промышленности в области космических полетов.

Вот хроника наших космических достижений.

4 октября 1957 г. Запуском первого в мире советского искусственного спутника Земли Россия открывает космическую эру человечества.

3 ноября 1957 г. Собака Лайка стала первым живым существом, побывавшим в космосе на борту второго советского искусственного спутника Земли.

2 января 1959 г. К Луне запущена автоматическая станция «Луна-1», ставшая первым в мире искусственным спутником Солнца. 7 октября 1959 г. «Луна-3» впервые в истории сфотографировала

и передала на Землю изображения обратной стороны Луны.

12 апреля 1961 г. Полет первого в истории космонавта Юрия Гагари-на на корабле «Восток» – начало пилотируемой космонавтики.

16июня 1963 г. Пилот «Востока-6» Валентина Терешкова становится первой в мире женщиной-космонавтом.

12 октября 1964 г. Первый в истории полет многоместного космического корабля. В составе экипажа «Восхода» – военный летчик Владимир Комаров, ученый-проектант космической техники Константин Феоктистов и врач Борис Егоров.

18марта 1965 г. Первый в мире выход Алексея Леонова в открытый космос из корабля «Восход-2» открывает дорогу для сложных работ за пределами корабля и на поверхностях планет.

3 февраля 1966 г. «Луна-9» впервые совершает мягкую посадку на Луну и передает изображения лунной поверхности.

17 ноября 1970 г. На Луну доставлена первая в истории автоматическая самоходная лаборатория «Луноход-1».

19апреля 1971 г. Запущена первая в мире орбитальная станция «Салют». В июне 1971 г. Георгий Добровольский, Владислав Волков и Виктор Пацаев три недели работали на станции и погибли при возвращении на Землю.

17 июля 1975 г. После стыковки советского корабля «Союз-19» и американского «Аполлон» на орбите образована первая в истории международ-ная космическая станция с экипажем в составе Алексея Леонова Валерия Кубасова, Томаса Стаффорда, Дональда Слейтона и Вэнса Бранда.

22 января 1978 г. К «Салюту-6» впервые стыкуется автоматический грузовой корабль «Прогресс».

15 ноября 1988 г. После двухвиткового полета на Байконуре призем-

ляется многоразовый транспортный корабль «Буран», впервые в мире – в автоматическом режиме.

20февраля 1986 г. – 15 ноября 2001 г. Рекордный по длительности полет отечественной орбитальной многомодульной станции «Мир». 8 января 1994 г. – 22 марта 1995 г. Врач-космонавт Валерий Поляков

8 января 1994 г. – 22 марта 1995 г. Врач-космонавт Валерий Поляков устанавливает абсолютный рекорд длительности космического полета, проведя на станции «Мир» 438 суток.

29 июня 1995 г. После стыковки американского орбитального корабля «Атлантис» с комплексом «Мир» на околоземной орбите впервые в истории функционирует связка космических аппаратов массой более двухсот тонн с экипажем из десяти человек.

2 ноября 2000 г. Уильям Шепард, Сергей Крикалев и Юрий Гидзенко переходят на борт Международной космической станции. Началась постоянная эксплуатация уникальной международной лаборатории на орбите.

Естественно, мы не останавливаемся на достигнутом. Сегодня в космосе функционирует российская орбитальная группировка, решающая множество задач в социально-экономической, оборонной и научной сферах.

Средства космической связи обеспечивают передачу центральных и коммерческих телевизионных программ для России и стран СНГ, международную и правительственную связь, включая связь с подвижными объектами. Спутники дистанционного зондирования проводят съемку земной поверхности с высоким разрешением. Созданы новые космические комплексы метеорологического наблюдения. Российская космическая навигационная система ГЛОНАСС открыта для использования всеми потребителями мирового сообщества. Международная спутниковая система поиска и спасения КОСПАС-САРСАТ, в которой Россия играет одну из основных ролей, за время своего существования помогла спасти жизни тысяч людей. Выполнен большой объем фундаментальных космических исследований. Подтверждена возможность получения уникальных материалов, биопрепаратов и лекарств в условиях микрогравитации.

В 1998 году запуском ракетой-носителем «Протон» функционального грузового блока «Заря» началось создание Международной космической станции, которая сегодня успешно функционирует в пилотируемом режиме.

Общеизвестна высокая надежность и экономичность российских средств выведения. Они не только обеспечивают выполнение отечественных космических программ, но и пользуются спросом на мировом рынке космической техники и услуг.

Отечественная космонавтика сегодня продолжает занимать одно из^ведущих мест в мире. Непрерывно работает орбитальная группировка, средства наземной космической инфраструктуры в полном объеме обеспечивают запуски космических аппаратов, управление ими в полете. И в XXI веке российская космонавтика будет успешно развиваться в интересах дальнейшего социально-экономического развития страны. Ведь космическая деятельность — как и любая другая — имеет смысл только в том случае, если приносит конкретные, осязаемые результаты всем, кому они необходимы – включая органы федеральной и региональной власти, предприятия и организации, а также частных лиц – граждан России.

Однако нельзя сводить результаты нашей деятельности только к деньгам, к финансовому эффекту. Человек никогда не остановится в своем движении вперед. Поэтому мы занимаемся фундаментальными исследованиями в космосе, поэтому были первый спутник и Гагарин, поэтому рано или поздно человек вернется на Луну и отправится на Марс. При этом мы получаем новые знания, развиваем технологии для космоса и для земли, закладываем основы для дальнейшего развития.

С другой стороны, мы живем на Земле, и «космос» должен быть интегрирован в дела земные. Константин Эдуардович Циолковский, чей юбилей мы в этом году отмечаем, сказал, что космонавтика принесет людям горы хлеба и бездны могущества. Сегодня так и есть. Могущество – это обеспечение национальной безопасности, сегодня неразрывно связанное с развитием космических систем. «Хлеб» – это наш вклад в экономику России.

Многие наши соотечественники не очень хорошо представляют, насколько плотно интегрирована космическая составляющая в современную экономику. Лишь несколько примеров. В соответствии с программой «Электронная Россия», другими общегосударственными документами и планами, к 2015 году над Россией должно работать около 700 стволов спутниковой связи, причем 130 из них – для выполнения правительственных программ. Без этого ни федеральных телеканалов на Дальнем Востоке не будет, ни Интернета в каждой отдаленной школе. Но стволы эти должны быть развернуты на наших спутниках.

Или возьмем картографию. В 70-х – 90-х годах мы начали использовать космические средства для создания карт разного разрешения. Это в 1,5-3 раза дешевле аэрофотосъемки и в свое время позволило успешно решать важнейшую задачу государственного значения по созданию и обновлению топографических карт на территорию страны. Сегодня нужно воссоздавать уже российскую систему космической картографии.

Активно пользуется космической информацией МинЧС. С ее помощью следят за потенциально опасными территориями и объектами, за возникновением и динамикой развития чрезвычайных ситуаций. А за время работы спутниковой системы поиска и спасания КОСПАС-САРСАТ с помощью космических сигналов бедствия было спасено уже более 17 тыс. человек, из них около 800 – россияне. А наши коллеги из иркутского отделения Академии наук предлагают использовать для прогнозирования землетрясений информацию навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС – у них есть и такие наработки.

Космическая навигация — это вообще отдельная и очень многообещающая тема. Известны недавние решения Президента и правительства по развитию национальной системы ГЛОНАСС. Ее возможности находят широкое применение в экономике. Уже в трех десятках городов на базе космической навигации введены диспетчерские системы на пассажирском транспорте. В результате у них на 20-25% сократилось время поездки, на 10-15% уменьшился расход топлива, повысилась безопасность движения. Есть очень интересные наработки и для железных дорог – там внедрение спутниковой навигации позволит сократить интервал между грузовыми составами с 6-8 до 2-3 минут. На напряженных участках это много, а на участках с падающим грузопотоком позволит снизить себестоимость перевозок на 5-6%.

В ближайшем будущем свой вклад в экономику будет приносить и пилотируемая космонавтика. Мы вплотную подошли, практически уже начали мелкосерийное производство новых штаммов микроорганизмов и новых материалов на борту Международной космической станции. Можно по-разному относиться к программам космического туризма, но это тоже направление практического использования космоса, хотя и несколько экзотическое.

Космическая деятельность в интересах экономики и регионального развития сегодня многогранна. В различных регионах создаются системы спутникового мониторинга лесных пожаров, Министерство сельского хозяйства создает свою отраслевую систему спутникового мониторинга.

Наконец, наработки космической отрасли внедряются и в другие области хозяйства. Наш головной институт ЦНИИмаш внедрил систему контроля надежности речных сооружений – шлюзов и плотин – на базе своих методических разработок в области ракетной техники. А в РКК «Энергия» создали вполне конкурентоспособное даже на мировом уровне производство протезов на базе высоких технологий производства летательных аппаратов.

Об этом и о многом другом шла речь на мартовском заседании президиума Госсовета, прошедшем в Калуге под руководством Президента страны. Было решено – и Президент уже дал соответствующие поручения – что дополнительно к нашей Федеральной космической программе будет создаваться новая федеральная программа, специально направленная на обеспечение использования результатов космической деятельности. Здесь и создание пользовательской аппаратуры, и формирование информационных центров для пользователей, и реализация пилотных проектов в российских регионах – сейчас, кстати, при активном участии РНИИ космического приборостроения, других наших предприятий, по этому направлению активно работают в Калужской, Московской, Иркутской, Ярославской областях, в Южном федеральном округе. Очень актуальна задача создания операторов, которые бы напрямую работали с потребителями космических данных и услуг – подобно тому, как сегодня успешно работают на рынке связисты.

В космическую деятельность должен прийти бизнес, и такая работа тоже активно ведется. Перспективной нам представляется модель частногосударственных партнерств, когда каждая из сторон вносит свой вклад – необязательно денежный – и получает собственный результат от реализации совместного проекта.

И наконец, очень важно для нас образование, просвещение пользователей космических услуг. Нужно готовить специалистов в самых разных областях к использованию практических достижений космонавтики. В этом направлении интересная работа ведется, например, в Московском государственном университете, в Московском государственном университете геодезии и картографии, в других российских вузах.

Так что вы видите, что мы стремимся доводить результаты нашей космической работы до российских потребителей, до регионов, до граждан страны.

Первые наблюдения спутников: как это было Рыхлова Л.В., Касименко Т.В.

ыхлова Л.В., Касименко Т.В Институт астрономии РАН E-mail: rykhlova@inasan.ru

Организация и подготовка станций оптического наблюдения первого и последующих искусственных спутников Земли были поручены Астрономическому совету АН СССР, который ещё до запуска Первого спутника приступил к организации сети станций. Рассказывается о первых инструментах для визуальных наблюдений спутников, о методах подготовки первых наблюдателей и первых научных результатах, полученных с помощью визуальных, а несколькими годами позже – и более точных фотографических наблюдений (программа « ИНТЕРОБС» для изучения вариаций плотности верхней атмосферы, геодезические программы «Арктика – Антарктика» и «Большая хорда»).В настоящее время развитие наблюдательной техники позволяет определять не только положение отдельных объектов, но и фиксировать большое количество их фрагментов, что помогает решать злободневные проблемы экологии ближнего и дальнего космоса.

ERSTE SATELLITENBEOBACHTUNGEN : WIE ES GESCHAH

Rykhlova L.V. , Kasimenko T.V. INASAN

Der Astronomische Rat dAdW der UdSSR war beauftragt Organisation und Vorbereitung der Satellitenbeobachtungsstationen zu verwirklichen. Diese Arbeit war gerade vor dem Start des ersten Sputnik begonnen. Es wird ber einige Detailen diesen Probleme (erste

50-летие Первого ИСЗ -

Beobachtungsgeräte für optische Satellitenmessungen, Methode der Vorbereitung ersten Beobachter) ausführlich erzählt. In Küzem wird auch vom ersten wissentschaftlichen Ergebnisse auf Grund von optischen Satellitenmessungen berichtet (das Programm "INTEROBS" für Atmosphereforschungen, geodätische internationale Programme "Arctis – Antarctis" und "Grosse Chorde"). Zur Zeit die Entwicklung der Beobachtungstechnik lässt sich nicht nur Koordinaten eines Objects zu bestimmen , sondern auch eine Menge von Satellitenfragmente zu fixiren. Das hilft bei Lösung von Ekologieprobleme in erdnahen und fernen Kosmos.

Руководство оптических наблюдений первых искусственных спутников Земли было возложено на Астросовет АН СССР, который еще до запуска Первого спутника в начале 1957 г. приступил к организации сети станций наблюдений. Выдающаяся роль в организации, создании и оснащении станций принадлежит А.Г. Масевич.



Рис.1. Масевич А.Г.



Puc.2. AT-1

Именно благодаря ее яркому организаторскому таланту, умению вычленить основное ядро возникающих абсолютно новых проблем — за короткое время (менее года) была создана сеть наблюдательных станций на территории Советского Союза.

К моменту запуска Первого спутника к работе было готово 66 станций: от Калининграда, Риги, Львова, Ужгорода на западе, Владивостока, Хабаровска – на Востоке, Архангельска – на севере, Еревана на юге.

Обычные астрономические приборы и телескопы были непригодны для наблюдений быстродвижущегося среди звезд спутника, а в сжатые сроки создать и запустить в производство специальную следящую камеру не представлялось возможным. Поэтому достаточно быстро на одном из подмосковных заводов были подготовлены специальные приборы для визуальных наблюдений (точность по положению 6' и 0^s.1 по времени) – трубка АТ-1 (рис.2) (диаметр объектива 50 мм. поле зрения объектива 11°). Наблюдатель мог видеть прохождение спутника на фоне звезд в течение нескольких секунд и тут же отождествлял по звездной карте положение спутника. Трубка была соединена с печатающим хронографом, фиксировавшим время.

Станции создавались при физико-математических факультетах университетов и педагогических институтов, наблюдения выполнялись студентами. Руководителями станций были преподаватели институтов. Все они прошли специальную подготовку на курсах, которые были организованы при Ашхабадской обсерватории в Туркменистане. Одним из организаторов и преподавателей на этих курсах был А.М.Лозинский – первый руководитель Звенигородской станции наблюдений. Многое было тогда еще не ясно, и слушатели курсов вместе с преподавателями дружно старались воссоздать хотя бы приблизительно условия видимости будущего спутника, чтобы научиться наблюдать его по возможности точно. Один из участников с длинным шестом, к концу которого был прикреплен зажженный фонарь, взбирался вечером на гору и быстро шагал, стараясь не очень раскачивать фонарь. Внизу, в саду обсерватории, наблюдатели на фоне звездного неба видели движущийся яркий огонек и определяли его положение с помощью биноклей или трубок АТ-1. Впоследствии, когда началась подготовка наблюдателей на станциях, было проведено несколько учебных тренировок: самолеты с имитирующими спутник огнями пролетали над станциями, создавая более совершенно иллюзию искусственного спутника. В 1958-1966 гг. оборудование станций было пополнено рядом новых

В 1958-1966 гг. оборудование станций было пополнено рядом новых приборов, в том числе печатающими хронографами, контактными хронометрами, коротковолновыми радиоприемниками, командирскими зенитными трубками (ТЗК, рис.3) и трубами БМТ (морские бинокуляры, рис.4).

В первые годы визуальные наблюдения спутников использовались главным образом для определения их орбит с целью привязки экспериментов, ведущихся на борту, в момент работы приборов. Однако, по мере накопления наблюдений неизбежно возник вопрос о научном использовании получа-



Рис.3. Прибор ТЗК



Рис.4. Бинокуляр БМТ

17

50-летие Первого ИСЗ -

емого массива данных. Достаточно сказать, что только за первые десять лет было получено более полумиллиона отдельных наблюдений десятков спутников, в том числе и пассивных. Эти каталоги достаточно оперативно публиковались в специальных бюллетенях «Результаты наблюдений ИСЗ».



Рис.5 Самая южная станция – Ереван (Армения). В центре – начальник станции Б.Е.Туманян.

Рис.6.Станция Варшава, Польша

Первые работы с использованием визуальных наблюдений ИСЗ были связаны с исследованием кратковременных вариаций плотности верхней атмосферы по изменениям периода обращения спутника на интервале в 1-2 суток. Для этого была специально организована международная программа наблюдений «Интеробс» с участием европейских (до Урала) станций СССР и станций Восточной Европы.

Следующим шагом в развитии службы оптических наблюдений ИСЗ стало внедрение технологии фотографирования летящего светящегося объекта на фоне звездного неба. Расширился круг научных задач, для решения которых использовались более точные фотографические наблюдения.

С лучшими фотографическими камерами ошибка измерения времени была доведена до одной тысячной доли секунды, что соответствовало 10-20 м в положении спутника. Международный проект «Арктика-Антарктика» имел своей целью измерения направлений элементарных хорд, соединяющих станции векторного хода от Арктики до Антарктиды. Результирующая хорда имела размеры более 12 тыс. км и задача ставилась определить ее длину с точностью порядка 10 м. При этом использовался чисто геометрический метод спутниковой триангуляции. Наблюдения велись одновременно более чем на 50 станциях, расположенных в различных частях земного шара.

Спустя годы после запуска первого спутника возникла проблема засоренности космического пространства, а интенсивная эксплуатация геостационарной орбиты спустя всего лишь два десятилетия после первых запусков геостационарных спутников в 1963 г., заставил задуматься о перенасыщении геостационарной орбиты. Такие спутники «живут» на орбите практически вечно (миллионы лет), и риск столкновений отработавших спутников, которые становятся «космическим мусором», с активными спутниками достаточно велик. Количество космического мусора и на низких, и на геостационарных орбитах нарастает: увеличивается число запусков спутников, происходят столкновения объектов на густонаселенных орбитах с последующим разрушением, а также взрывы космических аппаратов.

В настоящее время развитие наблюдательной техники позволяет определять не только положение отдельных объектов, но и фиксировать большое количество их фрагментов, возникающих в результате разрушений по названным выше причинам. Это вносит существенный вклад в решение проблем экологии ближнего космоса.

Первое фотографическое наблюдение ИСЗ в СССР Быков О.П.

Главная (Пулковская) Астрономическая Обсерватория РАН

Первый в Советском Союзе фотографический снимок ракеты-носителя ИСЗ-1 был получен 10 октября 1957 года в Пулковской обсерватории Тамарой Петровной Киселевой на астрографе АКД («астрономическая камера двойная»). Во время экспонирования путем открывания и закрывания затвора телескопа в фиксированные моменты времени след яркого быстро движущегося небесного объекта на фотографии прерывался, затем после её обработки концы полученных штрихов измерялись на координатноизмерительной машине, и традиционными методами фотографической астрометрии вычислялись положения спутника среди звезд в известные моменты времени. Была выполнена также фотометрия девяти точек спутника и установлена переменность его блеска.



Puc.1

Новым параметром, полученным из обработки первого фотонаблюдения, явилась угловая топоцентрическая скорость спутника. Все эти результаты были оперативно опубликованы в «Астрономическом циркуляре» № 186 за 15 октября 1957 года.

50-летие Первого ИСЗ -

Первый в мире фотоснимок следа ракеты-носителя ИСЗ-1 был опубликован в «Nature», том 180, № 4591. Он был сделан Т. Мак-Магоном в ночь с 6 на 7 октября 1957 года в Хобарте, Тасмания. Снимок представляет собой яркую непрерывную линию по диагонали кадра на фоне звездного неба. Он не несёт никакой научной информации и является чисто иллюстративной фотографией.

В дальнейшем пулковские астрономы под руководством директора ГАО АН СССР, Председателя Астрономического Совета академика Александра Александровича Михайлова активно участвовали как в наблюдениях ИСЗ (Дмитрий Евгеньевич Щеголев, Борис Алексеевич Фираго, Галина Валентиновна Панова и другие), так и в создании спутниковых телескопов (Лев Александрович Панайотов, Лев Моисеевич Зациорский, Николай Николаевич Михельсон и Маргарита Александровна Соснина), методики обработки спутниковых фотографий (Александр Николаевич Дейч и Алексей Алексеевич Киселев), разработке методов определения орбит ИСЗ и описании их видимого движения (Алексей Алексеевич Киселев и Олег Павлович Быков).

От первого ИСЗ до сегодняшних дней. (История станции 1031 г. Львов)

Апуневич С.В., Билинский А.И., Благодир Я.Т., Вирун Н.В., Вовчик Е.Б., <u>Логвиненко А.А.</u>, Мартынюк-Лотоцкий К.П Астрономическая обсерватория, ЛНУ имени Ивана Франко E-mail: eve@astro.franko.lviv.ua

Станция 1031 для оптических наблюдений ИСЗ, была создана летом 1957 года при ЛГУ (теперь ЛНУ) имени Ивана Франко Астросоветом АН СССР. Успешно проведенные наблюдения первого, а потом и дальнейших спутников создали условия для развития аппаратурного обеспечения, расширения методов наблюдения ИСЗ, создания коллектива наблюдателей. На смену визуальным наблюдениям пришли фотографические, потом фотометрические и лазерные. Со временем станция была преобразована в отдел Астрономической обсерватории Львовского государственного университета.

From theFirst Artificial Satellite of the Earth to Nowadays. History of Station Lviv - 1031

Apunevich S., Bilinsky A., Blagodyr Ja., Virun N., Vovchyk Ye. Lohvynenko O., Martynyuk-Lototsky K., Ivan Franko National University of Lviv, Astronomical observatory

The station Lvov-1031 for optical observations of artificial satellites was founded by Astronomical Counsil (Astrosovet) of Academy of Sciences USSR in summer 1957 based on Ivan Franko State university (at present -- national). Successful observations of the first artificial satellite, afterwards the next satellites applies conditions for the development of hardware, completion

От первого ИСЗ до сегодняшних дней

of observational methods, creation of special scientific staff. Photografic, later photometric and laser ranging observations came to take visual observation's place. Lviv station exists to present days as a department of Astronomical observatory Lviv State University.

Почти вся практическая (а научная тем более) деятельность современного человека в той или иной степени связана с искусственными спутниками Земли. Особенно много информации принесли спутники в области астрономии и геофизики. А ведь не так давно – всего 50 лет назад – не было ни спутников, ни всего того что связано с ними – спутникового ТВ, интернета, и т.п. Событие, которое произошло 50 лет назад – запуск в космическое пространство первого искусственного спутника Земли – положило начало космической эры. Впервые на небе появилось новое явление и, естественно, его следовало наблюдать. Поэтому в 1957 году, еще до запуска первого спутника, в СССР были начаты работы по организации станций наблюдения ИСЗ. Велись эти работы Астросоветом Академии наук СССР секретно, так как официально не было никаких данных о готовящемся запуске.

Станции организовывались при университетах, педагогических институтах, обсерваториях. На момент запуска первого ИСЗ были готовы к наблюдениям 66 станций. В том числе и Львовская станция, которой был присвоен номер 1031. Немного позже, постановлением Президиума АН СССР №854 от 27.12.1957 г. при астрономической обсерватории была открыта станция фотографических наблюдений ИСЗ, которая начала функционировать в сети.

Помещение для станции наблюдения ИСЗ было выделено на месте бывшей метеостанции – две комнаты и площадка на крыше. На площадке были установлены инструменты – трубки AT-1 (D=50 мм, поле зрения 11°, увеличение х6, граничная звездная величина 9^m), бинокуляры ТЗК (D=80 мм, поле зрения 7°, увеличение х10, граничная звездная величина 10^m). Позже, для фотографических наблюдений была установлена камера НАФА 3С25, а также комплекс УФИСЗ-25-2, который использовался во время первых синхронных наблюдений для космической триангуляции.Коллектив наблюдателей состоял из сотрудников астрономической обсерватории и студентов физического факультета Львовского университета.

Наблюдения первого ИСЗ во Львове из-за погодных условий начались в ночь 9-10 октября 1957г. Позже была сделана первая фотография ракетыносителя первого спутника (Г. Крайнюк 28.10.1957). Тогда очень много времени занимала подготовка к наблюдениям – проверка работы аппаратуры, прием сигналов точного времени, изучение звездного неба по атласам и картам. Поэтому успех наблюдений в очень большой мере зависел от наблюдателей. Однако, немаловажно было и состояние аппаратуры, которая не всегда работала как надо. Таким образом, во Львовской станции очень активно велись работы по усовершенствованию аппаратурного обеспечения. В частности, была модернизирована камера НАФА 3C25[1].



Рис. 1 Внешний вид и площадка для наблюдений станции 1031.

За время выполнения координатных наблюдений спутников для эфемеридной службы, которую проводила организация "Космос", в 1957-1966 годах визуально получено более 5000 положений 120 различных искусственных космических объектов; из 1500 негативов (качественных) снято 2535 положений спутников, 542 негатива прошли точную обработку.

Первым начальником станции 1031 был Самуил Аронович Каплан (1957—1958 гг.), потом его заменил Иван Антонович Климишин (1958— 1960 гг.), и с 1960 г. по 1968 г. (когда станция как таковая была закрыта и реорганизована в отдел Астрономической обсерватории) начальником станции был Александр Алексеевич Логвиненко, который остался верен проблеме наблюдения ИСЗ и при первой же возможности вернулся к этой тематике.

В 1968 году визуальные и фотографические наблюдения ИСЗ во Львове прекратились. Однако, это не значит, что во Львове прекратили наблюдать ИСЗ. Станция 1031 была преобразована в отдел Астрономической обсерватории с финансированием из бюджетных средств и примерно с 1971— 1972 годов научная тематика станции получила новое направление – фотометрия ИСЗ. Первые фотометры были изготовлены из подручных средств. Так, для оптико-механической части первого фотометра был использован кино-теодолит КТ-3 (рис. 2).

Первые успешные наблюдения (1975г.) обнадеживали и сотрудники отдела начали создавать новые фотометры с новыми оптико-механическими частями (на гиде камеры АФУ-75 1977г.) и с новой более современной электронно-регистрирующей частью. Однако, во всех фотометрах исзовался тот же принцип разделения во времени фонового и сигнального световых потоков [2].

Позже (80-тые годы) были созданы многоканальные фотометры с использованием гидирующей установки от камеры АФУ-75 [3], а электронная часть в качестве регистрирующей части имела микро ЭВМ (рис. 3).

Хорошая аппаратура (за которую авторы получили авторское свидетельство [4]) и умелый коллектив дали возможность выполнять договорные работы и создавать свой локальный банк данных фотометрических наблюдений ИСЗ.



Рис. 2. Оптикомеханическая часть фотометра на базе КТ-3.

Рис. 3. Электрофотометр на гидирующей установке от АФУ-75 с регистрацией с помощью микро ЭВМ.

Позже (в начале 80-х) был создан фотометр из лазерного дальномера ЛД-2, который регистрировал более слабые ИСЗ (до 11-12 звездной величины) благодаря значительно большему входному отверстию (D=35 см).

Спутниковая тема получила новое дыхание после создания павильона на территории загородной станции в Брюховичах.

Не прекращая фотометрических наблюдений, в отделе наблюдения ИСЗ начала развиваться новая тематика – поляриметрические и лазерные наблюдения. Но-

вые методы требовали нового аппаратурного обеспечения, которое надо было установить и запустить в действие или разработать и "воплотить в железе". Примером является многоканальный фотометр-поляриметр на базе двух 35см объективов с весьма интересной оптической схемой пространственно-временного разделения каналов [5].

С 2002 года станция «Lviv-1831» входит в международную сеть ILRS (лазерные наблюдения) и сотрудничает с Украинским центром определения параметров вращения Земли УЦПОЗ. Лазерный комплекс (Рис.4) состоит из лазера SL212, телескопа ТПЛ-1М и системы сопровождения и регистрации [6]. Точность локации составляет 1 см по нормальным точкам.



Рис. 4. Лазерный комплекс

Не останавливаясь на достигнутом, сотрудники отдела установили объектив «Уран-9» с ПЗС-камерой – LCL902К на 4-х осной установке паралельно с фотополяриметром и/или на гиде телескопа ТПЛ-1М для проведения позиционных наблюдений. В результате получено поле зрения 1х1.5 градуса, чувствительность при накоплении 10 секунд– 12 звездная .величина.

Суммируя, необходимо отметить, что

 на станции 1031 во Львове, а позже в отделе практической астрономии и физики ближнего космоса Астрономиче-

50-летие Первого ИСЗ -

ской обсерватории Львовского национального университета имени Ивана Франко, на протяжении 50 лет ведутся наблюдения ИСЗ : визуальные, фотографические, фотометрические, поляриметрические, лазерные;

 – было осуществлено много работ по созданию и/или усовершенствованию аппаратурного обеспечения для наблюдений ИСЗ;

 – настоящая ситуация дает надежду на то, что и в дальнейшем работы по наблюдению ИСЗ будут продолжаться.

Литература

- Логвиненко А.А. Методы повышения точности астрофотографических позиционных определений (применительно к наблюдениям ИСЗ). Автореф. диссертации на соискание степени канд. физ.-мат. наук. – Одесса, – 1968, 18С.
- 2. Вовчик Е.Б. Повышение точности электрофотометрических наблюдений искусственных небесных тел при работе на малых телескопах. Автореф. диссертации на соискание степени канд. техн наук. – Киев, – 1985, 15С.
- 3. Ye.Vovchyk, Ya. Blagodyr, A. Bilinsky, A. Logvinenko, N.Virun, B.Klym, Ye.Pocapsky. Electrophotometric observations of artificial objects. /Adv. Space Res. Vol.28, N9. Pp.1309—1313, 2001.
- 4. Вовчик Е.Б., Логвиненко А.А., Середа В.Д. Электрофотометр для наблюдения быстродвижущихся небесных объектов. Авторское свидетельство №1404838 от 22 февраля 1988.
- 5. Благодир Я.Т., Білінський А.І., Вовчик Є.Б., Логвиненко О.О. Клим Б.П., Почапський Є.П. Багатофункціональний фотометр-поляриметр. Апаратурне забезпечення. // Науковий збірник Ужгородського університету. – 2002. -№12. - С.43—47.
- 6. Українська мережа станцій космічної геодезії та геодинаміки (Укргеокосмомережа). Київ: Компанія ВАІТЕ, 2005. С. 27-28.

АПОФИС

Насущные проблемы астероидной опасности

Рыхлова¹ Л.В., Шустов¹ Б. М., Поль² В. Г., Суханов² К.Г. ¹ИНАСАН, ²НПО им. С. А. Лавочкина E-mail: ¹rykhlova@inasan.ru, ²polvad@laspace.ru

Рассматривается текущее видение проблемы астероидной опасности. Результативно изучать эту проблему на примере конкретных обнаруженных опасных объектов с оцененной реальной угрозой удара по Земле. В качестве такого объекта выбран астероид Апофис. Исследуются обстоятельства, приводящие к возможности падения Апофиса в 2036 г и позже. Показана необходимость организации миссии разведки Апофиса, с целью резкого увеличения точности прогноза его орбиты и определения его характеристик.

The Current Problems of the Asteroid Hazard Prevention Rykhlova ¹L.V., Shustov ¹B.M.,Pol ²V.G., Sukhanov ²K.G. *INASAN, S.A. Lavochkin SIA*

We examine the new information on the Apophis asteroid and the consequences of its collision with the planet Earth. We study the probability of such event, and review the actions, which must be taken by the world community in order to avert it. First and foremost, there shall be made an accurate prognosis of the movements of this asteroid and conducted a study of its physical parameters, chemical composition and structural characteristics. On this basis, it would be possible to form an estimate of an impetus required for a deflection of Apophis from its collision course with Earth. This estimate would then provide a starting point for a comparative analysis of feasible deflective measures.

Введение

Настоящая статья посвящена проблеме астероидно-кометной опасности (АКО) и ее видению, сформировавшемуся к 2007г.

Общий перечень отдельных составляющих проблемы очевиден:

- быстрый рост числа опасных небесных тел и появление конкретных угрожающих объектов,

недостаточная точность прогноза событий,

Апофис-

- трудности анализа последствий противодействия,

- недостаточное внимание правительств (и том числе в России) к данной проблеме,

- и, как следствие, дефицит принятия опережающих предупредительных мер.

Проблема угрозы в целом слишком многогранна и требует комплексного анализа. Но иногда рассматривать общие проблемы оказывается удобнее, начиная с анализа некоторых конкретных обстоятельств.

Такими обстоятельствами явилось обнаружение в 2004г астероида Апофис, имеющего диаметр порядка 300м и во вполне предвидимом будущем сближающегося с Землей почти на расстояние эффективного гравитационного радиуса Земли. Анализ этого события и приносит новое понимание как большинства спектра задач по противодействию данной конкретной космической угрозы, так и проблеме АКО в целом.

Оказалось, что опасной может быть не только траектория астероида, приводящая к удару по Земле, но не в меньшей степени и траектория, не задевающая нашу планету, но проходящая достаточно близко. Стало также очевидным, что такое же пристальное внимание к астероиду требуется не только до столкновения или близкого прохода мимо Земли, но и после того, как он пройдет близко мимо Земли. Это объясняется обнаруженной возможностью повторного сближения или даже падения этого астероида на Землю.

Отсюда и родились новые задачи исследования проблемы АКО, которые следует считать насущными и первоочередными проблемами астероидной опасности. Эти задачи и рассматриваются ниже.

Обнаружение опасного астероида Апофис

Рассмотрим схему относительного движения Земли и Апофиса (рис.1) как достаточно типичный случай для астероида группы Атона (то есть угрожающего столкновением). Она показывает, что условия наблюдения таких астероидов с Земли весьма неблагоприятны: на значительной части орби-



Рис.1. Относительное движение Земли и Апофиса

ты диск астероида либо освещен далеко не полностью, и его блеск падает, либо он скрывается в лучах Солнца На рис.2 его верхней части) показаны воз-(в можные времена наблюдения Апофиса оптическими телескопами с апертурами Da=1 и Da=2м за период с 2005г по 2025г [1]. Видно, что использование 1м обычного телескопа позволяет проводить измерения лишь не более, чем на ~10% от

общего времени полета астероида. Использование инструмента с апертурой ~2м несколько увеличивает возможности наблюдений, но в ~50% случаях



Рис.2. Возможности наблюдения Апофиса.

астероид по-прежнему заведомо не виден.

Поэтому резервы повышения точности определения орбиты астероида увеличением числа оптических наблюдений весьма ограниченны. Возможности радиолокационных измерений дальности [1] даже при антенне с Da=300м (радиотелескоп в Аресибо) ограничены еще в большей степени, как следует из изучения нижнего графика рис.2.

В результате уточнение орбиты астероида и точный прогноз опасности

столкновения с Землей оказывается трудной задачей. Во всяком случае, очевидно, что для уточнения такой орбиты необходимо значительное время, исчисляемое несколькими десятилетиями, которого в случае Апофиса практически не имеется.

Сближение Апофиса с Землей и его последствия

Полная обработка всех возможных наблюдений Апофиса, проведенных к настоящему времени, привела к прогнозу хода его близкого пролета около Земли в 2029 г (рис.3). При этом выявлены два существенных обстоятельства.

Первое из них состоит в том, что пролет, определенный с достаточной степенью уверенности, произойдет на геоцентрическом расстоянии ~38 тыс. км с разбросом ±~2200км. Возникает впечатление, что опасность удара по Земле миновала. Но существует и обстоятельство, отмеченное врезкой на рис.3 в левом верхнем углу. На этой врезке показан размер прогнозируемого эллипса рассеивания. Его полный размер составляет (по уровню 3σ) 4460км. Однако на этом эллипсе показан небольшой участок, названный зоной резонансного возврата. Это обстоятельство требует пояснений.

Близкий проход Апофиса представляет собой гравитационный маневр, то есть изменение орбиты астероида при облете планеты. Такой маневр применяется в практике межпланетных полетов для приращения дополнительного ускорения или изменения траектории полета космического аппарата. Так, для космической миссии Розетта (запуск Европейского Космического Агентства) планируется четыре таких маневра при сближениях с Землей и Марсом.

Однако при гравитационном маневре заданное изменение траектории КА требует пролета при достаточно точно определенном минимальном расстоянии относительно облетаемого тела. А вот в случае близкого пролета астероида это расстояние можно прогнозировать лишь со значительным разбросом, как это показано на рис.4.

Поэтому результат предполагаемого пролета оказывается неопределен-



Рис.3. Пролет Апофиса в 2029г

ным и представляет собой пучок различных возможных траекторий, из которых апостериорно (после пролета) будет реализована лишь какая-то одна.

Анализ, проведенный в [1], показал, что в случае Апофиса среди возможных апостериорных траекторий есть и такие, которые снова при-



Рис.4. Эффект близкого пролета

водят к возвращению астероида к Земле. Эти траектории характеризуются целочисленными отношениями периодов обращения Земли и астероида, и поэтому они получили название резонансных возвратных траекторий. Наборы таких траекторий составляют несколько множеств.

Угрожающими же ударом из возвратных траекторий могут быть лишь те, которые попадают в априорно прогнозируемый разброс минимальных расстояний сближения астероида с Землей.

Произведенные расчеты [1] показывают, что при сближении в

2029 г может быть реализовано лишь одно такое множество траекторий, которое приведет к резонансному возврату Апофиса к Земле в 2036г. Условием реализации является принадлежность минимального пролетного расстояния к зоне резонансного возврата (ЗРВ, см. Рис.3). Размер ЗРВ невелик и имеет величину порядка 1км. Хотя эта область по сравнению с априорным промахом невелика, и, следовательно, вероятность попадания в нее мала, все-таки с возможностью катастрофы вследствие возврата Апофиса к Земле в 2036 г необходимо считаться.

На рис.5 показана расчетная трасса возможного падения Апофиса в 2036г. [2]. Эта трасса представляет точки возможного падения астероида, соответствующие той или иной вероятности в пределах эллипсоида рассеивания. Можно считать, что трасса представляет собой как бы проекцию зоны резонансного возврата на поверхность Земли.

Видно, что почти треть этой трассы лежит в пределах России, а если



Рис.5. Трасса возможного падения Апофиса в 2036г.

учесть возникновение цунами при падении Апофиса в Тихий океан, то, пожалуй, и вся половина трассы. Ширина трассы невелика по сравнению с ее протяженностью и составляет величину порядка 100 километров.

Противодействие падению Апофиса на Землю

В случае резонансного возвращения Апофиса в 2036 г. будет иметь место либо удар астероида по Земле, либо его сближение с ней и пролет, ведущий к возникновению нового множества вторичных резонансных возвратных траекторий уже после 2036 г.

Эта ситуация ставит на очередь задачу анализа возможности предотвращения близкого пролета Апофиса около Земли в 2036 г., что устраняет возможность новых резонансных возвратов по крайней мере на ближайшее столетие. Сегодня наиболее радикальным средством предотвращения возможности удара по Земле после 2029г является целенаправленная коррекция траектории астероида.

Такая коррекция означает изменение вектора скорости Апофиса, и в принципе ее можно провести в любое время - как *до* сближения астероида с Землей в 2029г, так и *после*. Однако технологические возможности проведения коррекции *до* и *после* даты 2029г оказываются различными.

Задачей коррекции *до пролета* является смещение траектории для ее вывода из зоны резонансного возврата шириной ~1км. Такую коррекцию лучше выполнять за десяток лет до 2029г или еще с более значительным опережением. Проводя же коррекцию после пролета, придется

Апофис-



Рис.6. Необходимый импульс увода Апофиса до и после 2029г

смещать траекторию уже на десяток тысяч км, если не больше, и притом за срок, составляющий всего лишь несколько лет. Следовательно, расчетный импульс коррекции, необходимый в обоих случаях, будет различаться на несколько порядков [1], что и показано на рис.6.

В первом случае оценки малости величины требуемого импульса коррекции (доли микрона/с) говорят

ударом [1].

Во втором же случае (единицы см/с и более) реализация увода пока (и добавим, надолго) остается исключительно в прожектерских предложениях.

Разумеется, что корректирующий импульс следует прикладывать возможно раньше. Это обеспечит резерв времени для надежной оценки результатов увода и исправления возможных ошибок.

Способы уточнения прогноза движения Апофиса

Очевидно, что возникает необходимость иметь надежный прогноз факта попадания текущей траектории Апофиса в ЗРВ при сближении с Землей на дату 2029г. Ясно, что ошибки прогноза максимального сближения не должны превосходить одного километра. Также ясно, что этот прогноз желательно получить с достаточным упреждением в течение нескольких предстоящих лет (до 2010-2013гг).

В случае подтверждения ситуации реальной угрозы, это обеспечит достаточный резерв времени для реализации предотвращения угрозы.

На деле это означает необходимость резкого повышения точности существующего прогноза на несколько порядков, что, в свою очередь, однозначно требует проведения повторных измерений движения астероида.

Возможности пассивных оптических и даже радиолокационных средств весьма ограничены, и задачу требуемого радикального повышения точности не решают. Тогда очевидным является переход к активным средствам наблюдения, например, использованию радиотехнического устройства типа радиомаяка-ответчика. Такой маяк должен быть доставлен либо на поверхность астероида, либо в его ближайшую окрестность.

В этом случае надлежащую точность определения пролета Апофиса

- Околоземная астрономия - 2007

мимо Земли в 2029г обеспечить можно. Последнее подтверждается мировым опытом управления КА в различных межпланетных миссиях. Так, например, в космической миссии разведки Сатурна космический аппарат Кассини осуществляет запланированные пролеты мимо лун Сатурна. При этом реализация заданных расстояний пролета мимо малых небесных тел достигается с точностью немногих десятков километров.

Задачи миссии разведки астероида Апофис

Все сказанное выше приводит к необходимости проведения космической миссии разведки астероида с целью «маркировки» Апофиса радиомаяком-ответчиком. Такая миссия будет в наибольшей степени отвечать полному комплексу исследований, необходимых для определения и предотвращения угрозы, исходящей от Апофиса. Она же внесет существенный вклад в решение проблемы АКО в целом. Конкретной же базой миссии может служить известный проект «Фобос-грунт», разрабатываемый в НПО им. С. А. Лавочкина к запуску в 2009г.

Предлагаемая миссия разведки позволит вести определение текущего движения астероида, отрабатывать методику точного прогнозирования траектории Апофиса, определить кинематические, физические и структурные свойства конкретного и вместе с тем типичного астероида. Только наличие подобной информации делает осмысленным дальнейшие попытки анализа возможного технологического противодействия опасному астероиду. Стоит ли особо говорить о научной ценности общей информации, получаемой об астероиде, как реликте эпохи рождения Солнечной системы?

Наконец, КА миссии может быть дополнительно использован для экспериментов по коррекции траектории Апофиса, например, по схеме гравитационного буксира, предложенной в США [3]. КА, с массой m, находящийся на астероидоцентрической орбите, связан с астероидом, имеющим массу M, гравитационной силой, равной весу КА в текущей точке орбиты. Следовательно, астероид и КА представляют собой единую систему двух тел.

Положим, что КА зависает над астероидом на расстоянии d от его центра с помощью двух реактивных двигателей малой тяги (РДМТ). Направление тяг обеспечивает зависание астероида на возможно малой высоте над его поверхностью. При этом расстояние d и углы разнесения тяг РДМТ выбраны так, чтобы по возможности исключить давление факелов РДМТ на сам астероид. Предполагается [3], что целесообразно выбрать высоту зависания d равной d≈1.5r.

Тогда суммарная составляющая тяг РДМТ КА, направленная по радиус-вектору КА от астероида, равная Т, оказывается принципиально приложенной к центру масс системы Апофис-КА. Практически же, вслед-

31

ствие резкого неравенства М>>>m сила Т будет приложена к центру масс самого астероида. Таким образом, КА, при включенных РДМТ, зависший над астероидом, будет выполнять роль космического буксира при условии, что тяга Т не будет превышать вес КА.

Проведенные расчеты [2,3] показывают, что коррекция орбиты Апофиса по такой схеме при массе КА в одну тонну и астероидоцентрической высоте 250÷300м возможна при тяге РДМТ, не превосходящей ~5г-силы. Для более массивного КА тяга может быть, соответственно увеличена. Те же расчеты показывают, что тяга Т, имеющая величину 5г-силы, приложенная в течение одного-двух месяцев за десяток лет до 2029 г, способна увести траекторию Апофиса из зоны резонансного возврата и, следовательно, устранить всякую возможность удара по Земле в 2036 г и последующих годах.

Заключение

Проблема астероидной опасности слишком многогранна, до некоторой степени неопределенна, и это служит причиной слишком многих непрактичных, а подчас и просто коньюнктурных предложений по борьбе с ней. Поэтому представляется целесообразным обратиться к реально оцениваемым сегодня фактам этой опасности.

В настоящее время астероидная опасность представлена практически одним конкретным объектом 2004 MN4, носящим название Апофис. Выяснено, что в 2029г. он должен пролететь мимо Земли на геоцентрическом расстоянии ~38 тыс. км с разбросом \pm ~2200км. Такой прогнозируемый разброс пролета Апофиса эквивалентен неконтролируемому гравитационному маневру астероида. Баллистический анализ результатов пролета показывает возможность появления траекторий, приводящих к падению астероида на Землю в 2036г и в последующих годах.

Для надежной оценки реальной астероидной опасности требуется получить прогноз движения Апофиса на период 2029г с максимальными ошибками, лежащими в пределах до одного километра, что обычными астрономическими средствами получить невозможно.

Поэтому необходимо проведение космической миссии, имеющей своей основной целью доставку радиоответчика на Апофис и проведение регулярных траекторных радиолокационных измерений для определения точной орбиты астероида. Дополнительно такая миссия может провести определение физических и структурных свойств астероида.

Практически только лишь подобная миссия позволит разумно определить размеры конкретной космической угрозы и планировать дальнейшие меры противодействия астероиду Апофис, имеющие предсказуемый результат. Целесообразно начать проведение такой упреждающей миссии в период 2012-2013 гг.

Литература

1. Steve Chesley, Potential Impact Detection for Near-Earth Asteroids: The Case of 99942

Apophis (2004 MN4),// Asteroids, Comets, Meteor Proceedings, IAU Symposium No.229, 2005 (See also #11 B <u>http://www.b612foundation.org/press/press.html</u>).

- Schweickart R, Chapman C, Durda D., Hut P., Bottke B, Nesvorny D., Threat Characterization: Trajectory Dinamics (White paper 039), See #14 B <u>http://www.b612foundation.</u> org/press/press.html.
- 3. Edward T.Lu, Stanley G. Love. Graviational tractor for towing asteroids, // Nature, Vol. 438/10, November.

О возможных сближениях АСЗ 99942 Апофис с Землей

Соколов¹Л.Л., Башаков¹ А.А., Питьев¹ Н.П. ¹С.-Петербургский государственный университет E-mail: <u>lsok@astro.spbu.ru</u>

После установленного сближения с Землей в апреле 2029 года и возможного сближения в апреле 2036 года, движение астероида Апофис может стать недетерминированным. Тесные сближения перед соударением – типичное свойство траекторий опасных астероидов. Для нахождения опасных траекторий, ведущих к сближениям и соударениям с Землей после 2036 года, применяется аппарат квазислучайных движений, разработанный В.М.Алексеевым. Для построения порождающих недетерминированных траекторий используется метод точечных гравитационных сфер. Траектории с тесными сближениями и соударениями астероида Апофис с Землей обнаружены в 2037 г. и далее аналитически и численно. Применялся интегратор Эверхарта и модели DE405 и DE403.

Possible Encounters between NEO 99942 Apophis and the Earth

Sokolov¹ L.L., Bashakov¹ A.A., Pitjev¹ N.P. ¹Sobolev Astronomical Institute, SPbSU

The Apophis trajectory may became undeterminable after the well-known encounter with the Earth in April 2029 and possible encounter in April 2036. The encounters before a collision are a common property of hazard NEO motions. We use the Alexeyev's concept of quasi-random motions to describe possible chaotic trajectories. The point-like gravitation sphere method is used for construction of intermediate quasi-random motions. The trajectories with close approaches and collisions of Apophis with the Earth in 2037 and later have been found analytically and numerically. The Everhart's integrator and the models DE405 and DE403 have been used.

Введение

Астероид Апофис является одним из самых опасных АСЗ на сегодня. На его примере удобно рассматривать и общие проблемы астероидной опасности. В данной работе рассматриваются особенности движения астероида, связанные с рассеянием его траекторий при сближении 2029 г. и возможном сближении

Апофис

2036 г. В результате после 2036 г. траектория астероида Апофис может стать недетерминированной. Это значит, что в настоящее время однозначно определить ее невозможно. Несмотря на ничтожно малую вероятность такого развития событий, интересно исследовать множество альтернативных вариантов тесных сближений и соударений Апофис с Землей сразу после 2036 г.

С момента открытия Апофис стал объектом многочисленных исследований. Так, в работе [1] обсуждались параметры орбиты астероида Апофис и их ошибки. Авторами были определены начальные прямоугольные координаты и скорости, а также существенно улучшена точность начальных данных (ошибка координат 1—3 км, скоростей 1—2 мм/с).

На конференции по астероидной опасности в Италии в апреле 2006 г. астероиду Апофис был посвящен целый день. В доложенной там работе [2] рассмотрены возможные сближения с Землей после 2029 г., связанные с резонансами. Наиболее вероятный резонанс 7/6 ведет к столкновению в 2036 г., при этом соответствующие начальные данные надежно лежат внутри области ошибок. Другой резонанс 8/7 ведет к сближению в 2037 г., однако он гораздо менее вероятен, отклонения начальных данных для его реализации превышают 3σ. В докладе [3] на примере Апофиса делались прогнозы о повышении точности орбиты со временем и способах предотвращения столкновения в 2036 г. Отмечалась эффективность изменения орбиты астероида до сближения с Землей в 2029 г.: того же эффекта можно достичь существенно меньшими средствами, чем после тесного сближения в 2029 г.

О траектории АСЗ Апофис

Для исследования движения астероида мы использовали интегратор Эверхарта [4] с учетом влияния 9 больших планет и Луны. Вычисления проводились в барицентрической экваториальной системе координат ICRF, эпоха J2000.0. При расчетах использовались параметры интегратора: NOR=15, LL=10, NI=2. Для получения положений больших планет и Луны в процессе интегрирования использовались численные динамические эфемериды DE403 [5] и DE405 [6], созданные в Калифорнийском технологическом институте (США) группой Е.М. Standish. Использовались начальные данные, опубликованные 18 мая 2006 г на сайтах НАСА <u>http://newton.dm.unipi.it/ cgi-bin/neodys/neoibo?objects:Apophis;main</u> и <u>http://neo.jpl.nasa.gov/cgi-bin/ db?name=99942</u>

Вычисления проводились с двойной точностью (16 десятичных знаков). Для контроля точности вычислений проводилось интегрирование от начала в 2006 году до 2050 года и обратно. Отклонения (для приведенных параметров интегратора) составили 13 км в координатах и 3 мм/с по скоростям. Аналогичное интегрирование "туда и обратно" до 2028 года дает ошибки на границе машинной точности, менее 1 мм в координатах. Потеря точности связана с рассеянием возможных (в рамках сегодняшней точности знания начальных данных) траекторий Апофис при сближении в 2029 году. Это важное свойство рассеяний обсуждается в [7].

Интерес представляют не только будущие сближения с Землей астероида Апофис, но и их история. Проведенное нами численное интегрирование "назад" до 1700 года показало отсутствие тесных сближений. Результаты приведены в Таблице 1, где указаны даты и соответствующие минимальные геоцентрические расстояния в миллионах км.

Таблица 1.

Дата	13.04.1718	11.04.1756	13.04.1819	12.04.1866	13.04.1907	14.04.1949	14.04.1998	
Мин. расст. (млн км)	4.3	2.6	0.84	2.8	4.0	4.2	3.6	

Астероид Апофис демонстрирует любопытное свойство движений AC3, отмеченное в [8]: перед столкновением с планетой астероид обычно имеет ряд сближений с ней. В [8] данное свойство было получено и исследовалось в рамках упрощенной модели кеплерова движения астероида со случайными возмущениями. Аналогичные результаты получаются в рамках других моделей, например — случайных сближений. Вероятность сближения получается пропорциональной квадрату расстояния, далекие сближения значительно более вероятны. Это свойство способствует раннему открытию опасных АС3. С другой стороны, после тесных сближений АС3 может оказаться в области "недетерминированного движения". Такую возможность также демонстрирует нам Апофис.

Порождающие недетерминированные траектории

Короткое время взаимодействия астероида Апофис с Землей при сближении 2029 года позволяет использовать для приближенного описания этого взаимодействия известный метод точечных гравитационных сфер (ТГС).

Стягивание гравитационной сферы планеты в точку давно используется для приближенного описания траекторий с тесными сближениями. Имеются в виду прежде всего траектории комет или космических аппаратов. Различные варианты описания метода содержатся в многочисленных статьях и монографиях. Например, в [9] он подробно обсуждается применительно к механике космического полета, задаче достижения Луны. Метод ТГС дает обозримую картину возможных альтернатив для нескольких сближений. Корректность его применения следует из сравнения с результатами численного интегрирования неупрощенных уравнений движения. В удобной для нас форме он описан в [10], [7]. Предполагаем, что между 2029 и 2036 годами Апофис движется по резонансной 6/7 орбите. В 2036 году происходит "гравитационный маневр" и Апофис переходит на резонансную орбиту соударения. Возможные резонансные орбиты приведены в Таблице 2, минимальные геоцентрические расстояния при переходах – в Таблице 3. В частности, из Таблицы 3 следует, что переход по резонансной орбите 11/7 невозможен, так как минимальное расстояние меньше радиуса Земли.

Таблица	2. По	рождающие	резонансные о	рбиты с	соударени	й после	2036 г.
					//		

Год	Резонансы
2037	1/1
2038	1/2, 3/2
2039	2/3, 4/3
2040	3/4, 5/4
2041	3/5, 4/5, 6/5, 7/5
2042	5/6, 7/6
2043	3/7, 4/7, 5/7, 6/7, 8/7, 9/7, 10/7, 11/7
2044	5/8, 7/8, 9/8, 11/8
2045	4/9, 5/9, 7/9, 8/9, 10/9, 11/9, 13/9, 14/9
2046	7/10, 9/10, 11/10, 13/10
2047	5/11, 6/11, 7/11, 8/11, 9/11 ,10/11, 12/11, 13/11, 14/11, 15/11, 16/11, 17/11
2048	5/12, 7/12, 11/12, 13/12, 17/12, 19/12
2049	6/13, 7/13, 8/13, 9/13, 10/13, 11/13, 12/13, 14/13, 15/13, 16/13, 17/13, 18/13, 19/13,
	20/13

Таблица 3. Минимальные геоцентрические расстояния (тыс. км) в 2036 году на порождающих траекториях соударения [#]

								-					-		-			-	
1/1	1/2	3/2	2/3	4/3	3/4	5/4	3/5	4/5	6/5	7/5	5/6	7/6	3/7	4/7	5/7	8/7	9/7	10/7	11/7
80	17	8.4	50	17	102	23	25	148	32	10	368	24	8.4	28	83	38	21	12	5.2

[#] В первой строке – резонансы, во второй строке – минимальные расстояния от Земли в тыс. км.

Траектории опасных сближений после 2036 года

Для исследования третьего сближения точности прямого численного интегрирования недостаточно. Область начальных данных в 2006 году, ведущая к соударениям и опасным сближениям после 2036 года, имеет размеры много меньше миллиметра. Однако если транспортировать вдоль траекторий допустимую для Апофиса область начальных данных из 2006 года в 2035 год, миллиметры превратятся в километры (примерно). В новой большой области начальных данных поиск опасных траекторий, локальных минимумов геоцентрического расстояния после 2036 года, с помощью порождающих траекторий соударения уже не представляет принципиальных трудностей.

Аналогичный подход использовал Ласкар [11] при исследовании динамического хаоса в Солнечной системе и поиске "уходящих" из нее траекторий Меркурия.

Найдены локальные минимумы (по начальным координатам и скоростям в 2035 году) геоцентрических расстояний астероида Апофис, при-
Резонанс	Год	Минимальное расстояние (DE405) км	Минимальное расстояние (DE403) км
1/1	2037	7411	7411
1/2	2038	7268	7269
2/3	2039	7382	7382
4/3	2039	50739	50565
3/4	2040	2779	2779
5/4	2040	38867	38864

веденные в Таблице 4.

Переход по резонансной орбите 3/2 не реализуется. Для перехода на эту орбиту минимальное геоцентрическое расстояние в 2036 году при численном построении траектории оказывается чуть меньше радиуса Земли, хотя на порождающей траектории оно чуть больше. Область начальных данных, ведущая к соударению с Землей в окрестности резонансной орбиты 3/4, имеет размеры в 2035 году порядка полукилометра.

Заключение

Таким образом, при нынешней точности знания орбиты Апофиса возможен (хотя и крайне маловероятен) сценарий перехода на траектории опасных сближений и соударений сразу после 2036 года. Это множество траекторий заслуживает самого внимательного изучения. Их следует учитывать при планировании предотвращения столкновения Земли с АСЗ Апофис.

Настоящая работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты 05-02-17408, 06-02-16795, 07-02-91229-ЯФ/а) и Ведущей научной школы (грант НШ 4929.2006.2).

Литература:

- *1. Ягудина Э.И., Шор В.А.* Орбита АСЗ (99942) Арорhis = 2004 МN4 из анализа оптических и радарных наблюдений // Материалы Всерос. конф. "Астероидно-кометная опасность-2005" (АКО-2005). Санкт-Петербург, 3—7 октября 2005 г. С. 355—358.
- 2. Shor V.A., Yagudina E.I. Apophis approaches with the Earth // "Near-Earth Objects Hazard: Knowledge and Action" Belgirate (Italy) 26–28 April 2006.
- *3. Harris A.W. Mitigation:* What makes sense? // "Near-Earth Objects Hazard: Knowledge and Action". Belgirate (Italy) 26–28 April 2006.
- 4. Everhart E. Implicit single-sequence methods for integrating orbits // Celest. Mech. 1974. Vol. 10. P. 35–55.
- 5. Standish E.M., Newhall X.X., Williams J.G., Folkner W.M., JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE403/LE403 // Interoffice Memorandum. 1995. N 314.10-127. 22 p.
- Standish E.M. JPL Planetary and Lunar ephemerides, DE405/LE405 // Interoffice Memorandum. 1998. N 312.F-98-048. 18 p.
- 7. Соколов Л.Л., Башаков А.А., Питьев Н.П. Особенности движения астероида 99942 Apophis // Астрон. вестн. 2008. Т. 42, № 1, с. 20-29.
- 8. Соколов Л.Л., Елькин А.В. О последовательных прохождениях АСЗ в окрестностях Земли. В матер. конф. «Астероидная опасность-95. 23-25 мая 1995 г.».

Таблица 4.

С.-Петербург. 1995. Т. 2. С. 41.

- 9. Егоров В.А., Гусев Л.И. Динамика перелетов между Землей и Луной. // М.: Наука, 1980. 544 с.
- 10. Елькин А.В., Соколов Л.Л., Титов В.Б., Шмыров А.С. Квазислучайные движения в гравитационном поле N планет // Тр. астрон. обсерв. СПбГУ. 2003. Т. XLV. С. 73—114.
- Laskar J. Large-scale chaos and marginal stability in the Solar system // Celest. Mech. Dyn. Astron. 1996. Vol. 64. N 2. P. 115–162.

Периодичность сеансов наблюдения астероида Апофис космическими и наземными телескопами

Емельянов¹В.А., Меркушев¹Ю.К., Барабанов²С.И. *¹ЦНИИМаш, ²ИНАСАН* E-mail: Chernova<u>NA@yandex.ru</u>

Проведено моделирование в течение 25 лет сеансов наблюдения Апофиса двумя космическими телескопами (КТ), устанавливаемыми на расстояниях 0,3 а.е. от Земли на её орбите. При работе КТ в автоматическом режиме обзорно-поискового наблюдения мерный интервал, реализуемый без перенацеливания телескопов, составит от 5 до 50 сут., продолжительность пребывания астероида в зоне их видимости – 4,25 лет, в зоне невидимости – 3,7 лет. Проведено сравнение с периодичностью сеансов, обеспечиваемой наземными телескопами. Рассчитаны распределения положений астероида, Земли, телескопов и их полей зрения в сеансах наблюдения.

Periodicity of Observation Sessions of the Apophis Asteroid by Space and Ground Based Telescopes

Emeljanov¹ V.A., Merkushev¹J.K., Barabanov²S.I. ¹TSNIIMash, ²INASAN E – mail: ChernovaNA@yandex.ru

We have performed the modelling of the Apophis observation sessions, made by space telescopes, positioned in the 0.3 a.u Earth orbit, for up to 25 years in advance. In the automatic survey mode, without telescope retargeting, the session duration will range from 5 to 50 days. The asteroid will stay within the field of vision for 4.25 years. Its lapse from it will be 3.7 years long. We also made comparison with the periodicity of observation session made by ground telescopes, and calculated the positions of the asteroid, th Earth, the telescopes and their fields of vision.

Были приняты следующие основные параметры орбиты околоземного астероида Апофис: перигелийное расстояние $R_n = 0,746$ а.е., афелийное расстояние $R_a = 1,099$ а.е., эксцентриситет 0,191117, долгота восходящего узла $\Omega_{\rm B} = 204,466^{\circ}$, аргумент перигелия $\omega_{\rm R} = 126,375^{\circ}$, наклонение $i = 3,331^{\circ}$.

Положение астероида устанавливалось заданием на момент времени 06.03.2006 его аргумента широты $U_a = 336,2^{\circ}$ Он отсчитывается от восходя-

щего узла $\Omega_{\rm B}$. Угол $\Omega_{\rm B}$ отсчитывается от базового направления Υ на созвездие Овен в гелиоцентрической системе координат. Если аргумент широты астероида отсчитывать от этого направления Υ , его значение на 6 марта 2006 года составит $U_{\rm A}$ =180,7° На рисунке 1 показана орбита Земли (1) и проекция орбиты астероида на плоскость эклиптики (2). Ниже и правее линии узлов $\Omega_{\rm H}\Omega_{\rm B}$ находится часть орбиты, проходящая под плоскостью эклиптики. Она обозначена штриховой линией.

Положения Земли и космических телескопов в некоторый текущий момент времени обозначены З, T_1, T_2 . Регулярно перенацеливаемые вокруг направления T_1T_2 поля зрения телескопов (заштрихованы), перемещаются по орбите Земли, захватывая участки орбиты астероида. Зона невидимости астероида определяется углом $\chi = 360^\circ - 4(\alpha + \beta) - (\theta_1 + \theta_2)$, где $\theta_1 = 17,25^\circ, \theta_2 = 8,62^\circ$. Здесь α – угол между вращающейся оптической осью телескопов, $\alpha = 35^\circ, 2\beta = 6^\circ.$

Исследовалась повторяемость сеансов наблюдения астероида космическими телескопами, положения которых фиксированы относительно положе-



Рисунок 1. Взаимные положения Земли (3), космических телескопов (T_p, T_2) и их полей зрения, пересекающих орбиту астероида Апофис, χ – угловая ширина зоны невидимости астероида космическими телескопами.

ния Земли. Принималось во внимание, что они удалены от нее на расстояние 0,3 и 0,15 а.е. Естественно, что захваты полями зрения космических телескопов астероида зависят от положения Земли относительно него. Вследствие различия периодов обращения вокруг Солнца, их взаимное расположение изменяется во времени. Скорость астероида увеличивается вблизи перигелия и уменьшается вблизи афелия. Поэтому изменение положения Земли и астероида в существенной степени определяется начальным относительным их положением в некоторый заданный момент времени.

Результаты моделирования сеансов наблюдения Апофиса космическими телескопами, функционирующими в автоматическом обзорно-поисковом режиме сканирования космического пространства, показывают, что в некотором первом цикле сеансов наблюдения они реализуются с 9 июля 2004 года по 12 мая 2007 года. Моделирование начиналось с момента t, соответствующего 19 июня 2004 г. Далее сеансы наблюдения не происходят до 21 ноября 2011 года. Длительность пребывания Апофиса в зоне невидимости составляет 3,77 года. В это время он не обнаруживается и наземными телескопами. Последующий второй цикл сеансов наблюдения иллюстрируют данные таблицы 1. В ней символами $U_{\rm B1}, U_{\rm H1}, U_{\rm B2}, U_{\rm H2}$ обозначены аргументы широты точек пересечения орбиты Земли внутренними (В) и наружными (Н) границами полей зрения телескопов T₁ и T₂ во время сеанса наблюдения астероида. Из третьего массива данных следует, что с 16 ноября по 19 ноября 2012 года реализуются сеансы наблюдения при относительно малой дальности L, от астероида до Земли (0,14 – 0,12 а.е.), когда угол ф между направлениями с Земли на Солнце и на Апофис составляет всего 12° – 14°. Принималось, что оптические наземные телескопы обнаруживают астероид только при угле ф между направлениями на астероид и на Солнце, составляющем не менее 60°. Однако, вследствие указанной малой дальности L_2 он может быть обнаружен наземным радиолокатором, имеющим проницающую силу, меньшую, чем у оптического телескопа. Но радиолокатор не столь чувствителен к солнечной засветке и может работать при углах ф, меньших 10°. Особенно благоприятны для радиотелескопа наблюдения в январе 2013 г., когда $L_3 \sim 0,08$ а.е. Этот результат, обусловленный нашим имитационным моделированием изменения со временем расположений Апофиса и Земли, соответствует намерениям ученых США произвести в начале 2012 - конце 2013 гг. регистрацию Апофиса Гладстоуновским радиотелескопом. Радиолокационные наблюдения, определяющие дальность до объекта и его радиальную скорость, повысят точность определения его орбиты. Это позволит оценить влияние накопленных до 2012 года возмущений со стороны Земли и Венеры. По нашему мнению, проведение синхронно-базисных измерений космическими телескопами, разнесенными друг от друга на большое расстояние, позволит обеспечить радикальное повышение точности определения орбиты Апофиса, поскольку сеансы наблюдения космическими телескопами повторяются гораздо чаще, чем радиотелескопами.

Таблица	1
---------	---

П	$t-t_{0}$	U_{Λ} ,	U ₂ ,	L_1 ,	L ₂ ,	L ₂ ,	U_{n1}	U_{n1} ,	U,,,	U,,,	φ,
Дата	сут.	град	град	a.e.	a.e.	a.e.	град.	град.	град.	град.	град.
21.02.2011	2543,0	71,4	151,6	1,44	1,13	1,24	78,8	67,2	233,4	245,0	46,7
	2604,0										
11.05.2011	2623,2	142,3	230,6	1,68	1,35	1,47	157,6	145,0	312,2	323,8	48,4
	·		Н	аблюд	цение	телес	копом	Γ_1			
10.11.2011	2802,4	341,4	47,2	1,18	0,87	0,98	-25,9	-37,6	128,7	140,3	44,4
01.12.2011	2823,4	14,5	68,0	1,03	0,68	0,80,	-4,3	-15,9	150,3	161,9	50,4
	Наблюдение телескопом Т										
16.11.2012	3175,3	54,0	54,8	0,33	0,18	0,14	-18,3	-29,9	136,3	147,9	12,3
19.11.2012	3178,3	57,0	57,8	0,30	0,19	0,12	-15,4	-27,0	139,2	150,8	14,4
			Н	аблюд	цение	телес	копом '	Γ ₂			
14.01.2013	3235,4	114,5	114,0	0,31	0,18	0,08	41,0	30,0	196,0	207,5	126,4
19.01.2013	3240,4	118,1	119,0	0,34	0,16	0,09	46,1	34,5	201,0	202,4	134,4
			Н	аблюд	цение	телес	копом ′	Γ ₂			
14.07.2013	3418,0	289,7	294,0	0,40	0,24	0,24	221,3	210,0	16,0	27,6	37,7
21.07.2013	3424,9	300,5	300,8	0,36	0,27	0,24	227,9	216,3	382,6	394,2	19,5
			Н	аблюд	цение	телес	копом '	Γ_1			
07.08.2013	3441,1	327,2	316,8	0,28	0,38	0,30	243,5	231,8	398,1	409,7	24,4
16.08.2013	3450,1	351,2	325,8	0,27	0,47	0,37	252,5	240,9	407,1	418,7	47,5
			Н	аблюд	цение	телес	копом '	Γ ₂			
05.07.2014	3769,0	336,5	284,7	0,57	0,94	0,83	212,2	206,0	6,8	18,4	47,5
25.10.2014	3885,5	116,2	34,3	1,1	1,46	1,35	-38,6	-50,2	116,1	127,7	50,8
			H	аблюд	цение	телес	копом	Γ ₂			
06.04.2015	4044,5	263,6	194,3	0,83	1,17	1,06	120,0	108,5	274,7	286,3	46,8
27.04.2015	4065,1	303,5	215,3	1,02	1,23	1,13	142,6	131,0	297,3	308,9	38,1
			Н	аблюд	цение	телес	копом	Γ ₂			

Таблица 2

τ _в , лет	τ _{нв} , лет	τ, лет	т, лет	- т _{нв} ', лет	<u></u> , лет
4,2	3,72	7,95	3,2	4,9	8,1

В четвёртом, пятом и шестом массивах таблицы 1 приведены параметры трех сеансов наблюдения, реализуемых в 2013 году, а в седьмом и восьмом массивах – в 2014 и 2015 годах. 27 апреля 2015 года сеансы второго цикла прекращаются. Длительность интервала времени, включающего эти сеансы, как ожидалось, составляет ~ 4,17 года. Полный период повторения цикла «наблюдение-невидимость» составляет 7,94 года. В установившемся режиме длительного наблюдения длительности интервалов времени между циклами повторения сеансов наблюдения не зависят от начального положения астероида относительно Земли.

Можно провести сравнительный анализ повторяемости сеансов наблюдения Апофиса космическими и наземными телескопами. Рисунок 2 включает результаты моделирования четырех неполных циклов сеансов наблюдения с 19 июня 2004 года по 6 мая 2029 года. По оси абсцисс отложено текущее время t. За начальное значение t принята дата 19.06.2004 года. Цифрами 4, 5, 6.....29 обозначены точки на оси t, соответствующие номерам года на момент января. По оси ординат отложены величины угла ф (они помечены крестиками) и дальности L_3 от Земли до Апофиса. Кривая изменения $\varphi(t)$ обозначена сплошной линией, кривая $L_3(t)$ – пунктиром. Черным цветом обозначены узкие трапеции, соответствующие сеансам наблюдения космическими телескопами. Ширина каждой трапеции равна длительности сеанса, высота – дальности L_1 или L_2 наблюдения телескопом T_1 или T_2 в зависимости от того, каким телескопом Апофис обнаружен. Величины L_1 и L_2 отличаются от L_3 . В соответствии с критерием $\varphi > 60^\circ$ определялись интервалы времени t на оси абсцисс, в течение которых возможно обнаружение Апофиса наземными телескопами. Наклонной штриховкой выделялись фигуры, характеризующие длительность и дальность наблюдения наземными телескопами. Их высота определяется значениями дальности $L_3(t)$ во время разрешенного критерием сеанса наблюдения.

Из рисунка 2 следуют характерные времена $\tau_{_{B}}$, $\tau_{_{HB}}$, $\tau_{_{n}}$, реализуемые при длительном моделировании наблюдения Апофиса космическими телескопами и времена $\tau_{_{B}}'$, $\tau_{_{HB}}'$, $\tau_{_{n}}'$ при его наблюдении наземными телескопами. Здесь $\tau_{_{B}}$ – продолжительность интервала, содержащего сеансы наблюдения, $\tau_{_{HB}}$ -продолжительностьпребывания стероидав зоненевидимостителескопов, $\tau_{_{n}}$, – полный период между повторениями циклов наблюдения или интервалов невидимости ($\tau_{_{n}} = \tau_{_{B}} + \tau_{_{HB}}$). Длительность сеансов наблюдения и частота их повторения на интервале $\tau_{_{B}}$ может быть увеличена за счет перевода телескопов в режим сопровождения Апофиса с изменением ориентации полей зрения относительно направления $T_{_{1}}T_{_{2}}$.

Времена $\tau_{\rm B}', \tau_{\rm HB}', \tau_{\rm n}',$ реализуемые в различных циклах, несколько отличаются между собой. Поэтому в таблице 2 приведены их осредненные значения. При наблюдении космическим телескопом времена $\tau_{\rm B}, \tau_{\rm HB}, \tau_{\rm n}$ для различных циклов совпадают. Приведенные данные получены при условии, что КТ работают в автоматическом режиме обзорно-поискового наблюдения космического пространства вокруг Земли, в котором их ПЗС-матрицы функционируют в режиме ВЗН и время накопления полезного сигнала составляет ~ 10 с. Если космические телескопы в некоторый период времени освобождены от решения задачи обнаружения новых, ранее неизвестных ОНТ, а используются только для уточнения орбиты опасного астероида, прекраща-

Периодичность сеансов наблюдения астероида Апофис

ется вращение их полей зрения вокруг направления «телескоп T₁ – телескоп T₂». Режим ВЗН заменяется на режим «смотрящее окно» со временем эспозиции кадров, составляющем > 200 с. Тогда минимальный размер регистрируемого астероида может быть уменьшен до 50 м. В режиме сопровождения астероида полями зрения космических телескопов могут быть увеличены длительности сеансов наблюдения до $\tau_{\rm в}$. Однако, ширина зоны невидимости $\tau_{\rm нв}$ остается неизменной, как при обзорно-поисковом наблюдении.



Рисунок 2. Повторяемость сеансов наблюдения астероида Апофис космическими телескопами(зачернённые трапеции с высотами, равными дальностям от астероида до космического телескопа T_1 или T_2) и наземными телескопами (заштрихованные области высотой L_3)

Сравнительный анализ космических и наземных телескопов позволяет отметить следующее:

— сеансы наблюдения космическими и наземными телескопами происходят в различное время, что указывает на целесообразность совместного использования указанных средств;

— продолжительность зоны невидимости околоземного астероида космическими телескопами составляет 47%, а наземными телескопами 58% от полного периода повторения циклов наблюдения, что указывает на существенный вклад космических телескопов в решение задачи заблаговременной каталогизации околоземных астероидов, сближающихся с Землей;

— этот вклад может быть увеличен при высокоточном определении параметров орбиты за счет синхронно-базисных наблюдений астероида обоими космическими телескопами, разнесенными друг от друга на большое расстояние ~ 0,45 а.е.

Анализ проблемы коррекции орбиты астероида Апофис Ивашкин ¹В.В., Стихно ²К.А.

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша, РАН, Москва, Россия ²НПО им. С.А. Лавочкина, ФКА, Химки, Россия ¹Ivashkin@Keldysh.ru ²stikhno@laspace.ru

В работе дан анализ проблемы предотвращения возможного столкновения астероида Апофис с Землей в 2036 г. Исследована задача коррекции орбиты астероида. Показано, что коррекция будет иметь существенно большую эффективность, если провести ее до сближения с Землей в 2029 г. Оценены параметры термоядерного и ударнокинетического воздействий для реализации коррекции. Работа выполнена при поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (Грант 06-01-00531) и Гранта поддержки научной школы НШ-2448.2006.1.

An Analysis of the Orbit Correction Problem for the Asteroid Apophis

V.V. Ivashkin¹, C.A. Stikhno²

¹Keldysh Institute of Applied Mathematics, RAS, ²Lavochkin Association, FSA

The paper analyses the prevention of possible collision of the asteroid Apophis with the Earth in 2036. It shows that the Apophis orbit correction for deflection of the asteroid from the Earth would be much easier to be performed before their approach in 2029 than after it. The characteristics of the thermonuclear explosion and the kinetic impact for the correction are evaluated.

Введение

В соответствии с выполненными наблюдениями и их обработкой [1], астероид Апофис в 2029 г. пролетит на расстоянии ~ 40 тыс. км от центра Земли. Однако есть орбиты астероида, близкие к номинальной, которые приводят к его соударению с Землей при сближении в 2036 г. Из информации о размерах астероида и оценки энергии его возможного соударения с Землей (~800 MT), следует важность анализа задачи коррекции орбиты астероида.

Траектория астероида Апофис

Для определения орбиты астероида использовалось высокоточное интегрирование уравнений движения астероида в гелиоцентрической геоэкваториальной невращающейся прямоугольной системе координат в поле притяжения Солнца, а также всех больших планет и Луны, как точечных тел, с учетом сжатия Земли (т.е. ее главной гармоники c_{20}), а также давления солнечного света. При этом координаты планет и Луны определяются нами по JPLэфемеридам DE405. Результаты интегрирования дали хорошее соответствие с результатами [1]. Номинальная орбита получалась по номинальным кинематическим параметрам на начальный момент t_0 =2005, JAN. 30.0 [1].

Трубка траекторий астероида

Трубкой траекторий называем множество траекторий, соответствующих начальным условиям из возможного множества начальных данных. В соответствии с данными [1], на момент времени t множество D отклонений от номинальных начальных условий для радиус-вектора \mathbf{r}_0 и скорости \mathbf{V}_0 астероида:

$$\Delta \mathbf{r}_{0} = \mathbf{r}_{0} - \mathbf{r}_{0n}, \Delta \mathbf{V}_{0} = \mathbf{V}_{0} - \mathbf{V}_{0n}$$

$$\tag{1}$$

составляет:
$$D = \{ |\Delta \mathbf{r}_0| \le 3 \text{ км}; |\Delta \mathbf{V}_0| \le 0.002 \text{ м/c} \}.$$
 (2)

Сообщая номинальным начальным данным вариации, получим отклоненные параметры:

$$\mathbf{r}_{0} = \mathbf{r}_{0n} + \Delta \mathbf{r}_{0}; \mathbf{V}_{0} = \mathbf{V}_{0n} + \Delta \mathbf{V}_{0}, \qquad (\Delta \mathbf{r}_{0}, \Delta \mathbf{V}_{0}) \in D.$$
(3)

Задавая~104 вариаций начальных данных, мы получили трубку



Рис. 1: Эллипс рассеивания для орбиты астероида Apophis в картинной плоскости около Земли в апреле 2029 : $\zeta_n \approx 36~948~\kappa m, \Delta \zeta \approx 3000~\kappa m; \xi_n \approx 7~064~\kappa m.$

траекторий астероида и, в частности, их точки на картинной плоскости (ζ , ξ), проходящей через центр Земли перпендикулярно номинальной геоцентрической скорости астероида на момент пролета у Земли на минимальном расстоянии от нее 13 апреля 2029 г., причем ось ξ перпендикулярна и скорости Земли на этот момент. Это множество, т.н. «эллипс рассеивания», приведено на рис. 1. Светлый кружок дает номинальную точку.

Получившийся «эллипс рассеивания» имеет большую полуось ~3000 км и малую полуось ~15 км. Разброс параметров сближения

астероида с Землей: перигей 37600 км ± 3000 км., время сближения отличается от номинального на ± 120 сек.

Семейство траекторий столкновения астероида с Землей в 2036 году Для поиска траекторий астероида, имеющих столкновение с Землей, был применен следующий двухступенчатый метод. Для всего множества траекторий в трубке (3) перигейное расстояние во время очередного сближения рассматривалось как функция вектора начальных координат и скоростей:

$$r_{n} = r_{n}(U); U = (\mathbf{r}_{0}, \mathbf{V}_{0}) \in L$$

(4)

и находились «опасные» орбиты, для которых $r_n(U_i) < 10^6$ км. Затем проводился поиск локального минимума функции $r_n(U)$ с помощью метода градиентного спуска:

$$U_{i(k+1)} = U_{ik} - \theta_k \operatorname{grad} r_n(U_{ik}),$$
(5)

где коэффициент $\theta_{L} > 0$.



Рис. 2: Множество траекторий, тесно сближающихся с Землей в апреле 2036 г. в картинной плоскости у Земли в 2029 г.: r "<5 млн. км на светлой области; r"<1 млн. км на темной области; r "<6371 км на черной полосе.

Коррекция орбиты астероида Одним из наиболее простых способов избежать возможного столкновения является коррекция опасной орбиты астероида. В данной работе было рассмотрено несколько стратегий одноимпульсной коррекции, в частности:

- Однопараметрическая коррекция перигейного расстояния опасной орбиты в 2036 г.;

- Однопараметрическая коррекция перигейного расстояния орбиты астероида в 2029 г.;

- Двухпараметрические коррекции двух координат точки пролета в картинной плоскости у Земли в 2029 и 2036 гг.;

- Трехпараметрическая коррекция трех координат астероида в 2036 г.

Все эти сценарии имеют сходные свойства. На рис. 3 приведена типичная зависимость величины корректирующего импульса скорости ΔV_c от времени приложения этого импульса t_c при коррекции перигейного расстояния орбиты Апофиса в 2036 г. на 1 млн км. Значение корректирующего импульса, сообщаемого до сближения в 2029 г., на 3-4 порядка меньше, чем после этого сближения. Однако применение этих сценариев ограничено, так

Таким образом было найдено более 2000 опасных траекторий со значениями $r_n < 10^6$ км для различных сближений в интервале от 2036 до 2113 года, в том числе 131 траектория соответствует сближению в апреле 2036 года. Из последних было получено множество траекторий с r <6371 км. Эти траектории, попадающие в Землю в апреле 2036 года, находятся на ~800 км ближе к Земле, чем номинальная точка пролета Апофиса в картинной плоскости в 2029 году. Ширина зоны, вызывающей столкновение, составляет ~600 м. На рис. 2 дано подробнее множество траекторий Апофиса вблизи столкновительной зоны

как нужно проводить дополнительное исследование последующей орбиты астероида на предмет тесных сближений с Землей.

Рассмотрена также коррекция, в результате которой астероид отклоняется от Земли и направляется к Луне. При этом получается «лунная»



Рис. 3: Корректирующий импульс скорости ные сближения с Землей в течение для астероида Апофис при изменении его ближайших 100 лет. При такой перигейного расстояния в апреле 2036 г. на коррекции можно также исправить $\Delta r = 10^6$ км. ошибки первого импульса.

траектория астероида, изменение перигейного расстояния в 2036 г. составляет $\Delta r_n \sim 400$ тыс. км. Результирующее столкновение астероида с Луной привело бы к сообщению Луне импульса скорости ~10⁻¹¹ км/с, при этом изменение линейных размеров ее орбиты составляет ~10⁻⁵ км.

Была также рассмотрена двухимпульсная коррекция. В этом случае первый импульс должен перевести астероид с опасной орбиты на переходную орбиту, сближающуюся с конечной. Второй импульс переводил Апофис на конечную орбиту, в окрестности которой нет орбит, имеющих тесные сближения с Землей в течение ближайших 100 лет. При такой коррекции можно также исправить ошибки первого импульса.

Оценка ударно-кинетического и термоядерного воздействий на астероид

Были сделаны оценки характеристик двух технических способов реализации коррекции: ударно-кинетического и термоядерного. При проведении коррекции до 2029 года приращение скорости, сообщаемое астероиду, мало (~1 мм/с). Для отклонения астероида в 2036 году от Земли на 1 млн. км с помощью ударно-кинетического воздействия начальная масса космического аппарата (на близкой орбите ИСЗ) не очень велика, $m_0 < 50$ т. Однако после сближения Апофиса и Земли в апреле 2029 г. приращение скорости для такого маневра увеличивается на несколько порядков и масса КА для ударного воздействия будет больше 1000 т. Для получения подобного отклонения с помощью термоядерного взрыва [2] до 2035 г энергия заряда $E_N < 5$ МТ. Возможны и другие способы воздействия для осуществления коррекции.

Заключение

Анализ движения астероида Апофис показывает, что пока есть некоторая вероятность его столкновения с Землей в годы, последующие за тес-

ным сближением в 2029 г. Наибольшая вероятность приходится на сближение 2036 г. Столкновение астероида с Землей с энергией взрыва ~800 МТ может вызвать значительные разрушения и человеческие жертвы. Поэтому важной является задача отклонения его орбиты. В данной работе изучена возможность проведения такой коррекции, и получены оценки для основных ее характеристик. Показано, что при проведении коррекции до 2029 г. величина необходимого импульса коррекции на 3-4 порядка меньше, чем при коррекции после 2029г.

Авторы выражают признательность В.А. Шору (ИПА РАН), Л.Е. Быковой, Т.Ю. Галушиной (Томский ГУ) за очень полезные обсуждения проблемы.

Литература

- *1. Э.И. Ягудина, В.А. Шор.* Орбита АСЗ (99942) Арорhis = 2004 МN4 из анализа оптических и радарных наблюдений // Всероссийская конференция «Астероидно-кометная опасность-2005 (АКО-2005)», Санкт-Петербург, 3-7 октября 2005 г. Материалы конференции. СПб: ИПА РАН, 2005. С. 355-358.
- 2. Нечай В.З., Ногин В.Н., Петров Д.В., Симоненко В.А., Шубин О.Н. // Известия Челябинского Научного Центра: Космическая Защита Земли, Часть 1. Снежинск, изд-во РФЯЦ-ВНИИТФ. 1997. С. 178-182.

Эволюция вероятной области движения астероида 99942 Апофис Быкова Л.Е, Галушина Т.Ю.

НИИ прикладной математики и механики Томского госуниверситета E-mail: volna@sibmail.com, <u>astrodep@niipmm.tsu.ru</u>

В работе приводятся результаты исследования эволюции вероятностной области движений астероида (99942) Апофис до 2050 года. Выполнено улучшение орбиты астероида методом наименьших квадратов (МНК) с использованием 933 оптических наблюдений. На основе полученных МНК-оценок и ковариационной матрицы ошибок построена начальная область возможных движений астероида. Прослежена эволюция ансамбля 10000 тестовых частиц из начальной вероятной области путем численного интегрирования дифференциальных уравнений возмущенной задачи двух тел. В модель сил включены возмущения от больших планет, Плутона, Луны, Цереры, Паллады, Весты, сжатия Земли и светового давления. Наши исследования показали, что после тесного сближения с Землей 13 апреля 2029 г. орбита астероида Апофис сильно изменяется. Астероид проходит окрестности ряда резонансов с Землей и Марсом, не задерживаясь в этих резонансах, он переходит из области одних резонансов в другие, в результате чего его движение становится хаотичным.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (код проекта: РНП.2.2.3.1.1537).

Эволюция вероятной области движения астероида 99942 Апофис 49

Evolution of Probability Motions Domain of Asteroid 99942 Apophis Bykova L.E., Galushina T.Yu. *Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics, Tomsk State University*

In this paper the evolution of the asteroid (99942) Apophis probability domain to 2050 is considered. The evaluation of orbit parameters has been carried out by the least-squares method in the basis of 933 optical observations. The initial set of orbits has been generated for 10000 test particles in relation to the selected center with the help of a random number generator on the basis of the normal law of dispersing and a corresponding covariation matrix. Then evolution of initial probability domain has been retraced to 2050 by means of numerical integration of perturbed two-body problem. In the process of numerical integration perturbations from the major planets, Pluto, the Moon, asteroids: Ceres, Pallas, Vesta, Earth oblateness and light pressure have been taken into account. Our investigation showed that Apophis orbit will change significantly after close approach to the Earth in 2029. The asteroid will come to the resonances with Earth and with Mars. Apophis will not stay in these resonances and will pass from one resonance to another. Consequently the motion of the asteroid will become chaotic.

Введение

Астероид (99942) Апофис был открыт 19 июня 2004 г. в обсерватории Kitt Peak (CIIIA) и сразу привлек внимание опасностью очень тесного сближения с Землей в апреле 2029 г. По оценкам NASA диаметр астероида составляет 250 м, а масса – 2.1 ·10¹⁰ кг. Столкновение с объектом такого размера имело бы катастрофические последствия. Поэтому с момента открытия астероид наблюдается многими обсерваториями мира. К настоящему времени накоплен достаточно большой наблюдательный материал, обработка которого позволяет многим исследователям уверенно утверждать, что столкновения в 2029 г. удастся избежать – астероид пройдет на расстоянии 0.00023 ± 0.00002 а.е. от геоцентра (≈25100÷31100 км от поверхности Земли).

В настоящей работе приводятся результаты исследования эволюции области возможных движений астероида (99942) Апофис до 2050 года.

Построение начальной области возможных движений астероида

Астероид (99942) Апофис наблюдался с 19 июня 2004 года по 16 августа 2006 года на 75 различных обсерваториях мира. Для построения начальной вероятной области движения астероида нами были проанализированы 1013 оптических наблюдений, полученных за время его наблюдений.

Область Θ возможных движений объекта строилась как ансамбль траекторий $\{\Theta^i(t) \in \Theta\}_{i=1, s}^{n}$ некоторого множества тестовых частиц, выбираемых в рамках вероятной начальной области Θ_0 (здесь *s* – задаваемое число тестовых частиц). В данном случае область Θ_0 определялась с помощью эллипсоида ошибок, получаемого из наблюдений астероида методом наименьших квадратов (МНК). Множество тестовых частиц формировалось с помощью

датчика случайных чисел относительно выбранного центра (t_0, X_0, \dot{X}_0) на основе нормального закона распределения и полной ковариационной матрицы ошибок D_0 ,

$$\Theta_0 = \Theta_0(\hat{\boldsymbol{X}}_0, \hat{\boldsymbol{X}}_0, k^2 \mathbf{D}_0).$$
(1)

Здесь \hat{X}_0, \hat{X}_0 – МНК-оценки векторов X_0, \dot{X}_0 положения и скорости астероида в эпоху t_0, k – коэффициент усиления (или коэффициент надежности) оценок матрицы D_0 (k = 3 соответствует правилу «трех сигма»). В качестве центра области Θ_0 выбиралась та эпоха t_0 , которая соответствует наилучшей обусловленности задачи для имеющейся совокупности наблюдений. Как известно, обусловленность задачи улучшения орбит методом наименьших квадратов зависит от выбора начальной эпохи [1,2], поэтому предварительно нами было проведено исследование обусловленности матрицы нормальных уравнений для различных начальных эпох. Для построения ансамбля частиц выбрана эпоха с наилучшей обусловленностью. Для того чтобы не ухудшить обусловленность задачи вычислительной процедурой, использовались численные алгоритмы, построенные на ортогональных преобразованиях Хаусхолдера, устойчивых к ошибкам входной информации [3]. На Рис. 1 показано распределение наблюдений (а) и зависимость числа обусловленности Тодда от времени (b).

Затем было проведено улучшение начальных параметров орбиты методом наименьших квадратов. Для улучшения было использовано 933 наблюдения. Среднеквадратичная ошибка представления наблюдений улучшенной орбиты составила $\sigma = 0.404$ ", число обусловленности Тодда $\mu(A) = 1.4 \cdot 10^5$, среднеквадратические ошибки МНК-оценок векторов положения и скорости номинальной орбиты составили: $\sigma(X_0) = 6.8 \cdot 10^{-8}$ а.е., $\sigma(\dot{X}_0) = 3.5 \cdot 10^{-9}$ а.е. Далее на основе полученной ковариационной матрицы и нормального закона распределения в рамках эллипсоида ошибок был построен ансамбль



Рис. 1. Распределение оптических наблюдений астероида (а) и зависимость числа обусловленности Тодда от времени (b).

из 10000 тестовых частиц.

Исследование эволюции начальной области возможных движений астероида

Эволюция траекторий ансамбля строилась путем численного интегрирования дифференциальных уравнений движения [4] 10000 тестовых частиц методом Эверхарта. В модель сил включены возмущения от больших планет, Плутона, Луны, Цереры, Паллады, Весты, сжатия Земли и светового давления. Расчеты выполнялись с помощью программной системы "Ассоль", специально разработанной нами для исследования и моделирования движения астероидов [5].

Результаты исследования области возможных движений астероида на интервале (2004, 2050) гг. представлены на Рис. 2 и в Таблицах 1, 2. На Рис. 2а показаны сближения с Венерой («о»), Землей («●») и Марсом («★») номинального объекта (черным цветом) и тестовых частиц (серым цветом).

На Рис. 2b, c, d представлена эволюция оскулирующих кеплеровских элементов орбиты астероида (большой полуоси *a*, эксцентриситета *e* и наклонения *i*), серым фоном показана эволюция ансамбля частиц, номинальная орбита выделена черным. Рисунок показывает, что после сближений с Землей в 2029 г. и 2036 г. параметры орбиты скачкообразно и очень значительно изменяются. Максимальные изменения элементов на рассматриваемом интервале времени для номинальной орбиты и орбит частиц ансамбля даны в Таблице 1. Здесь *El* – элемент орбиты, *El*_{min}, *El*_{max} – соответственно минимальное и максимальное значения элементае (2004, 2050) гг., Δ_{max} – максимальные отклонения элементов орбит частиц ансамбля от номинальной орбиты.

actepo	acreponda ())) 12) finoque na interplate Brenenn (2001, 2030) 11											
Элемент <i>El</i>	Номинал	ьная орбита	Анс	самбль	Δ							
			ча	стиц								
	El	Elmax	Elmin	Elmax	max							
<i>a</i> , a.e	0.921	1.105	0.847	1.583	0.486							
е	0.187	0.222	0.175	0.369	0.182							
<i>і</i> , град.	2.286	3.854	0.180	6.259	3.972							

Таблица 1. Максимальные изменения орбитальных параметров астероида (99942) Апофис на интервале времени (2004, 2050) гг.

Таблица 2. Отклонения орбит частиц ансамбля от номинальной орбиты

Интервал времени,	Среднеквадратичное отклонение	Максимальное отклонение		
11.	$\sigma(\Delta r)$, a.e.	$\max(\Delta r)$, a.e.		
(2004, 2029)	9.0.10-8	3.6.10-5		
(2029, 2037)	2.5.10-3	9.6.10-1		
(2037, 2050)	7.4.10-3	3.1		

Рассмотрим более подробно орбитальную эволюцию частиц ансамбля из области Θ_0 в окрестности тесных сближений 2029 г. и 2036 г. После сближений, как показывает Рис. 2, значительно увеличиваются отклонения параметров орбит ансамбля от номинальной орбиты. В Таблице 2 приводятся величины максимальных отклонений траекторий частиц ансамбля от номинальной орбиты в окрестности этих тесных сближений и на конце рассмотренного интервала (2050 г.).

В Таблице 2 через Δr обозначена величина разности решений в векто-

рах положения астероида и тестовых частиц на один и тот же момент времени, $\sigma(\Delta r)$ – среднеквадратичное отклонение решений для 10000 частиц от номинального решения, $\max(\Delta r)$ – максимальное отклонение от номинальной орбиты из 10000 частиц.

Приведенные результаты расчетов области возможных движений астероида показывают, что до сближения 2029 г. траектории тестовых частиц из начальной вероятной области незначительно отклонялись от номинальной орбиты, после сближений в 2029 г. и 2036 г. размеры отклонений достигают величин порядка одной и более а.е. (см. Таблицу 2). Следовательно, область возможных движений становится столь велика, что прогнозирование движения этого опасного для Земли астероида после сближения 2029 г. теряет практическую значимость.

Мы попытались проанализировать полученную область возможных движений астероида, выделяя в ней подмножества, в которых возможно появление хаотичных траекторий. Таковыми могут быть, например, окрест-



Рис. 2. Сближения с Венерой («о»), с Землей («●») и Марсом («★») (а), эволюция большой полуоси (b), эксцентриситета (c) и наклонения плоскости орбиты к эклиптике (d) на интервале времени (2004, 2050 гг.).

Околоземная астрономия - 2007

ности некоторых резонансов, в частности, области перекрытия резонансов [6]. До сближения 2029 г. как номинальная орбита, так и все траектории тестовых частиц из области возможных движений астероида являются не резонансными. Однако после сближения, как показывают наши исследования, некоторые из этих тестовых частиц попадают в окрестность орбитальных резонансов с Землей или Марсом. Из ансамбля 10000 частиц, принадлежащих начальной вероятной области, были выделены подмножества объектов, попадающих после сближения 2029 г. в окрестность резонансов низкого порядка. Так, например, подмножество частиц ансамбля, попадающих в окрестности резонансов 7/8, 6/7, 5/6, 1/1, 1/2 с Землей и 5/3, 8/5 с Марсом, и находящихся там не менее трех лет, содержит 692 объекта. Резонансные движения этих частиц в большинстве своем неустойчивы, имеют большие амплитуды колебаний, некоторые из них находятся в окрестности точной соизмеримости средних движений непродолжительное время. Эволюции траекторий различных частиц этого подмножества значительно отличаются как друг от друга, так и от эволюций частиц из области возможных движений астероида, не принадлежащих резонансному подмножеству. Все это свидетельствует о появлении хаотичности в движении астероида после сближения в 2029 г. [6].

Заключение

Таким образом, нами построена и исследована область возможных движений опасного для Земли астероида (99942) Апофис, орбита которого может претерпеть большие изменения после теснейшего сближения с Землей, прогнозируемого в 2029 году. Показано, что Апофис, будучи нерезонансным объектом, может попасть после сближения в 2029 г. в окрестность некоторых резонансов с Землей и Марсом, при этом его орбита становится высоко чувствительной к малым вариациям начальных данных.

В связи с этим требуется дальнейшее более детальное исследование возможной (после сближения в 2029 г.) хаотичности движения этого опасного для Земли астероида.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (код проекта: РНП.2.2.3.1.1537).

Литература:

- 1. *Медведев Ю.Д.* Определение орбит комет, имеющих тесные сближения с планетами: Автореф. дис. ... к.ф.-м.н. Ленинград, 1996. 12 с.
- Быкова Л.Е., Парфенов Е.В. Об определении орбит околоземных астероидов, наблюдавшихся в одном появлении // Сб. научных трудов конференции «Околоземная астрономия и проблемы изучения малых тел Солнечной системы», Обнинск 25 – 29 октября 1999 г. М: Космосинформ, 2000. С. 56 – 64.
- 3. *Лоусон Ч., Хенсон Р.* Численное решение задач метода наименьших квадратов. М.: Наука, 1986.
- 4. Бордовицына Т.В., Галушина Т.Ю., Авдюшев В.А. Стабилизирующие и регуляризирующие преобразования в задаче численного моделирования движения особых

54

астероидов // Изв. вузов. Физика. Приложение. Небесная механика и прикладная астрономия. 2003. Т. 46. № 12. С. 23 – 34.

- 5. Быкова Л.Е., Галушина Т.Ю. Прикладная программная система для моделирования движения астероидов и ее применение // Труды междун. науч.-практ. конф. «Вторые Окуневские чтения». Теоретическая и прикладная механика. СПб.: Балтийский техн. ун-т, 2001. Т. 2. С. 204 213.
- 6. Шустер Г. Детерминированный хаос. Введение. М: Мир, 1988.

Современные численные методы интегрирования уравнений движения астероидов, сближающихся с Землёй

Смирнов Е.А.

Санкт-Петербургский Государственный Университет E-mail: smirik@gmail.com

Точное определение положения и скорости астероида 2004MN4 Апофис, имеющего тесное сближение с Землёй в 2029 году, является актуальной задачей астрономии. Часто используется метод Эверхарта, вычислительные ошибки которого вблизи особых точек возрастают [2, 3]. Поэтому мы реализовали и применили современные методы численного интегрирования[13, 14, 15], не имеющие подобного недостатка: методы Йошиды, Рунге-Кутты, самостартующий алгоритм Эрмита, многошаговые predictor-corrector. Анализ показал преимущество метода Эрмита по скорости и метода Йошиды по длине шага перед методом Эверхарта.

Согласно нашим результатам, 13 апреля 2029 года между астероидом Апофис и Землей произойдёт тесное сближение на расстояние примерно 37480 км (от центра Земли). По результатам интегрирования до 2100 года соударений «Апофиса» с Землей не прогнозируется, а минимальное расстояние при сближениях составит порядка 0.04 а.е.

Произведённые вариации скорости на 1-2 м/с при сближении в 2029 году показали наличие траекторий, проходящих через Землю в 2036 году.

Modern Methods of Numerical Integration for NEO Smirnov E.A.

Saint-Petersburg State University

The asteroid 2004MN4 Apophis approaches with the Earth in 2029. It is actual to calculate the accurate location of it. Generally the Everhart's method is used, but there are calculating errors near critical points in it[2,3]. Therefore we developed and used the better methods of numerical integration[13, 14, 15]: method Yoshida, Runge-Kutta, selfstarting Hermit's algoritm, multisteps predictor-corrector methods. We found that the Hermit's method was faster, the Yoshida's method coud use longer step (with the same accuracy) in comparison with the Everhart's method.

According to our results there is a close approaching between «Apophis» and Earth. It will be in 13 April 2029 and the distance will be about 37480 km. Then we integrated the

orbit of object till 2100. The impacts of Apophis and Earth are not predicted. The minimal distance between them will be about 0.04 AU.

Producing variations of velocity (1-2 m/s) in 2029 we shown that there are the trajectories which passed through the Earth. These variations are possible because Apophis can come into collision with the objects of geostationary orbit.

Введение

Одной из задач небесной механики является определение и прогнозирование движения небесных тел. Её актуальность объясняется серьёзными последствиями при возможном соударении AC3 с Землёй, чему есть множество примеров в прошлом.

Астероид 2004 MN4 «Апофис» (Apophis) был открыт 14 июня 2004 года в обсерватории Kitt Peak (Аризона). Согласно полученным предварительным данным о его орбите, существовала вероятность столкновения с Землёй в 2029 году. После серии дополнительных наблюдений 27 декабря 2004 года столкновение астероида с Землёй в 2029 году исключилось, однако появилась возможность будущих сближений и соударений в 2036 и следующих годах. 19 июля 2005 года астероиду было дано имя «Апофис» (имя египетского змея Апопа, извечного противника бога Солнца Ра, произнесённое на греческий манер). По туринской шкале этому объекту был присвоен рекордный уровень опасности – 4, правда, на достаточно короткое время, необходимое для проведения дополнительных наблюдений. Впоследствии он был уменьшен до 1, а затем и до 0[1].

Численные методы

Зачастую для прогнозирования траекторий небесных объектов используют методы численного интегрирования уравнений движения. Запишем уравнения относительного движения Апофиса в гелиоцентрической системе координат [4,5]:

$$\frac{d^2 x}{dt^2} = -k^2 (1+m) \frac{x}{r^3} + \sum_i k^2 m_i \left(\frac{x_i - x}{\Delta_i^3} - \frac{x_i}{r_i^3} \right)$$

$$\frac{d^2 y}{dt^2} = -k^2 (1+m) \frac{y}{r^3} + \sum_i k^2 m_i \left(\frac{y_i - y}{\Delta_i^3} - \frac{y_i}{r_i^3} \right)$$

$$\frac{d^2 z}{dt^2} = -k^2 (1+m) \frac{z}{r^3} + \sum_i k^2 m_i \left(\frac{z_i - z}{\Delta_i^3} - \frac{z_i}{r_i^3} \right)$$
(1)

где *m* – масса астероида (масса Солнца принята за единицу), *x*, *y*, *z* – его координаты, *k* – константа Гаусса, $m_p x_p y_p z_i$ – масса и координаты возмущающих объектов, Δ_i , *r*, *r*, вычисляются по формулам:

$$r^{2} = x^{2} + y^{2} + z^{2}, \ d_{i}^{2} = (x - x_{i})^{2} + (y - y_{i})^{2} + (z - z_{i})^{2}, \ r_{i}^{2} = x_{i}^{2} + y_{i}^{2} + z_{i}^{2};$$
(2)

Часто в небесной механике для интегрирования уравнений движения используется так называемый метод Эверхарта[2, 3, 7, 8, 9, 10] – неявный одношаговый метод типа Рунге-Кутты, использующий разложение правых частей в ряд и приближающий производные высоких порядков разделёнными разностями. Отметим, что уравнения (1) имеют особенность вблизи больших планет. Известно, что вблизи особых точек производные высоких порядков, ввиду наличия вычислительной ошибки, плохо приближаются разделёнными разностями, что накладывает серьёзные ограничения на использование данного метода[11]. Мы провели тесты на задаче двух тел и выяснили, что ошибки в определении положения вблизи особенностей достигают 50%, а в скорости – 100%.

Уменьшить вычислительную ошибку можно несколькими способами: регуляризацией дифференциального уравнения, уменьшением порядка и увеличением шага (при малом порядке метода требуются производные низких порядков, которые с меньшей ошибкой приближаются разделёнными разностями) или использовать другие методы интегрирования. Мы выбрали третий вариант.

Нами было реализовано несколько методов на языке программирования Ruby. Из плюсов данного языка можно отметить следующие: полная поддержка ООП (объектно-ориентированного программирования), нестрогая динамическая типизация, кросс-платформенность, понятность кода, расширяемость, интеграция с графической библиотекой ТК. Минус – один, но существенный: Ruby – интерпретируемый язык, что снижает производительность кода. Однако в нашем случае этот минус не существенный, так как интегрирование проводится в пределах 100 лет.

Нами были реализованы следующие методы: метод Рунге-Кутты[12] 4 порядка (проверочный), метод Йошиды[13] (6 и 8 порядки), метод Эрмита[15] (4 и 6 порядки), MS-PC (MultiStep Predictor-Corrector) метод (6 и 8 порядок), Parker-Sochacki [14] метод. Наши исследования показали серьёзное преимущество методов Эрмита и Parker-Sochacki по скорости и методов Йошиды и MS-PC по точности перед методом Эверхарта.

Тесное сближение 2029 года.

Мы провели интегрирование орбиты Апофиса с начальными данными на момент T = 2453400.5, полученными из оптических и радарных наблюдений (табл. 1, данные В.А. Шора [16]) Как видно из таблицы 2, методы Эверхарта и MS-PC «выпадают» из

Как видно из таблицы 2, методы Эверхарта и MS-PC «выпадают» из общей картины, что объясняется именно наличием высокой вычислительной ошибки, связанной с плохим приближением производных высоких порядков конечными разностями вблизи особенности дифференциального уравнения движения астероида.

Также нами были зафиксированы повторные сближения в 2036, 2053, 2060 годах, однако варьирование данных при сближении в 2029 году существенно меняет характеристики траекторий Апофиса.

		1 1
Координата	Положение (AU)	Скорость (AU/d)
Х	-0.54113801716	-0.01400525607
Y	0.86336900106	-0.00573012786
Z	0.30729904380	-0.00249170503

Таблица 1. Начальные данные для астероида «Апофис»

Нами были получены следующие результаты:

Таблица 2. Минимальные геоцентрические расстояния в 2029 году, полученные разными методами

Метод	Расстояние (AU)	Расстояние (km)
Эрмита 6	0.000250926032	37538
Йошиды 8	0.000250946086	37541
MS PC-8	0,000251287000	37592
Эверхарта + РК4*	0.000250540455	37480

* - интегрирование велось методом Эверхарта до входа в сферу действия Земли, затем в сфере действия явным методом Рунге-Кутты 4 порядка

Интервальная арифметика

Чтобы исключить вычислительную ошибку, связанную с наличием неопределённости в положении и скорости в 2029 году, мы провели интегрирование не с числами, а с интервалами.

Интервал i = [a,b] – это множество всех вещественных x, таких что $a \le x \le b$. За I обозначим множество всех интервалов.

Введём бинарную операцию «крестик» (вместо «крестика» может быть либо сложение, либо умножение):

Пусть
$$i_1, i_2 \in I$$
. Тогда $i_3 = i_1 \otimes i_2$, если из $\forall x \in i_1, y \in i_2$ следует $x \otimes y \in i_3$ и $\forall z \in i_3 \exists -1/2$ (3)

Введём унарную операцию $\boldsymbol{u}(\boldsymbol{i})$: $\overset{a}{\overset{a}{y(i)}} (i) \underset{x \in i}{\overset{m}{z_{i}}}]_{,i \in I} \in I$ (4)

Приведём несколько поясняющих примеров:

$$[-1,2] + [3,4] = [2,6]; [-1,2] \times [3,4] = [-4,8]; [-1,2]^2 = [0,4]; 5 \cdot [-1,2] = [-5,10]$$
(5)

Мы провели интегрирование до 2036 г. с применением интервальной арифметики и получили следующие результаты:

1. Характерный размер области в 2029 году, приводящий к столкновению в 2036. Он составил 645 м.

2. Мы вычислили математическую вероятность столкновения астероида Апофис с Землёй в 2036 году. Она составила 0.000025.

Выводы

1. Описаны недостатки метода Эверхарта в задаче о тесных сближениях АСЗ с Землёй.

2. Реализован ряд современных методов численного интегрирования (Йошиды, Эрмита, MS-PC, Parker-Sochacki), позволивший уменьшить вычислительную ошибку. Вычисления велись на современном объектноориентированном языке программирования Ruby, что позволило создать структурированный, понятный и стабильный код, а также исключить ряд ошибок, присущих некоторым другим языкам (например, Fortran и C++), связанных с ограничением в количестве знаков при вычислениях.

3. Проанализировано сближение AC3 Апофис с Землёй в 2029 году, вычислено расстояние между объектами (37540 км).

4. С помощью интервальной арифметики исключена ошибка «рассеяния» траекторий, что позволило вычислить характерный размер области траекторий в 2029 году, проходящих через Землю в 2036 году (размер составил 645 м), а также математическую вероятность столкновения (0.000025)

Литература

- 1. NASA NEO. Internet-source. http://neo.jpl.nasa.gov/risk/a99942.html
- Татевян С.К., Сорокин Н.А., Залеткин С.Ф. Численное интегрирование обыкновенных дифференциальных уравнений на основе локальных многочленных приближений, УДК 519.622, стр. 28-61.
- 3. Everhart E. Implicit single methods for integrating orbits // Celestial mechanics. 1974. V.10. P.35-55.
- 4. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике // под ред. Г.Н.Дубошина М.: Наука, 1976. 862 с.
- 5. Субботин М.Ф. Введение в теоретическую астрономию. М., 1968 г., 800 стр. с илл.
- 6. Современные численные методы решения обыкновенных дифференциальных уравнений // под ред. Дж. Холла и Дж. Уайта М.: Мир, 1979. 312 с.
- Бордовицына Т.В. Современные численные методы в задачах небесной механики. М.: Наука, 1984. 136 с.
- 8. Бахвалов Н.С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы. М.: Наука, 1987.
- 9. Butcher J.C. Integration processes based on Radau quadrature formulas // Math. Comp. 1964. 18. P.233-244
- Заусаев А.Ф., Ольхин А.Г. Оценка локальных ошибок дискретизации в численном интегрировании уравнений движения больших планет (Меркурий-Плутон) методом Эверхарта. УДК 521.1.
- 11. Смирнов Е.А. «Современные численные методы интегрирования уравнений

движения астероидов, сближающихся с Землёй». Физика Космоса: Тр. 36-й Медлународн. Студ. Науч. Конф., Екатеринбург: Изд-во Урал. Ун-та, 2007, стр. 216

- 12. Э.Хайрер, С.Нерсетт, Г.Ваннер. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. Нежесткие задачи: Пер. с англ. М.: Мир, 1990.
- 13. Yoshida H. Construction of high order symplectic integrators. Internet-source.
- 14.Rudmin J.W. Application of the Parker-Sochachki Method to Celestial Mechanics. http://flux.aps.org/meetings/YR01/APR01/abs/S1500052.html.
- 15. Hut, Jun Makino. The Art of Computational Science. The Kali Code. <u>www.</u> <u>artcompsci.org</u>.
- 16. Shor V.A., Yagudina E.I. Apophis approaches with the Earth // Belgirate (Italy) 26-28 April 2006.

Точность определения параметров орбиты астероида Апофис, обеспечиваемая космическими телескопами

Емельянов В.А., Лукьященко В.И., Меркушев Ю.К., Успенский Г.Р.

ЦНИИМаш

E-mail: ChernovaNA@yandex.ru

Оценены полуширины доверительных интервалов определения элементов орбиты, вектора состояния и прогнозируемого пролётного расстояния от центра Земли на момент последующего прохождения астероида через плоскость эклиптики. Моделирование синхронно-базисных наблюдений Апофиса двумя космическими телескопами, размещёнными друг от друга на расстоянии ~ 0,45 а.е. относилось к временам с 21.02.11 по 14.03.11 при дальностях наблюдения ~ 1,4 и 1,1 а.е. Оценивалась точность определения пролётного расстояния на 26.07.11. Моделировались также наблюдения с 21.02.29 по 24.02.29 при дальностях ~ 0,2 и 0,3 а.е. с прогнозом точности определения пролётного расстояния на 13.04.29. Точности прогноза составили ~ 3000 и 500 км соответственно при принятой ошибке единичного углового измерения ~ 0,13 угл. с.

Accuracy of Definition of Parameters of Orbit of Asteroid Apophis, Provided by Space Telescopes

Emeljanov V.A., Lukjaschenko V.I., Merkushev J.K., Uspensky G.R. *TSNIIMash* E-mail: ChernovaNA@vandex.ru

Accuracy in determination of orbit elements, radius and velocity vectors as well as flyby distance from Earth center at the moment of subsequent asteroid passage through the ecliptic plane have been evaluated. Modeling of synchronously-basic supervisions of Apo-

phis by two space telescopes concerned to times from 21.02.11 to 14.03.11. At that time the supervision distances equal 1.4 and 1.1 AU. Supervisions were modeled also from 21.02.29 to 13.03.29 at the observation distances \sim 0,2 and 0,3 AU. Than the accuracy of the forecast of the fluing distance on 13.04.29 have been carried aut.

В работе [1] обсуждены возможные преимущества синхроннобазисных наблюдений околоземного пространства наземными телескопами. Они могут повысить точность позиционных измерений близких к Земле фрагментов космического мусора (КМ), поскольку дальность до них от Земли составляет величину, сравнимую с базой телескопов ~ D. Последняя имеет величину порядка радиуса Земли r_3 , т.е. $6,3\cdot10^3$ км. Однако при этом не может быть решена задача поиска этими телескопами ранее неизвестных фрагментов КМ. Для её решения потребовалось бы сканировать околоземное пространство перекрестием полей зрения обоих телескопов, что не представляется возможным.

В работе [2] была проведена приближённая оценка орбиты опасного небесного тела, предварительно обнаруженного на подлётной к Земле траектории. Показано, что наблюдение ОНТ двумя телескопами, разнесёнными на расстояние $D \sim r_3$, даёт более точное значение дальности до ОНТ (опасное небесное тело), чем значение, вычисленное по позиционным измерениям, проводимым на коротком мерном интервале одним телескопом. Среднеквадратическая ошибка σ_{ρ} определения дальности ρ ограничивается значением:

$$\frac{\sqrt{2}\rho^2}{D}\sigma_{\varphi} , \qquad (1)$$

где σ_{ϕ} среднеквадратическая ошибка определения угловых координат ОНТ телескопами. Эта приближённая оценка получена при условии, что ОНТ находится на одинаковых расстояниях от телескопов: $\rho_1 = \rho_2 = \rho$. Из (1) видно, что метод синхронно-базисных наблюдений при больших значениях ρ существенно ограничен малой величиной базы D, реализуемой при размещении телескопов на поверхности Земли. Два космических телескопа, размещаемые на орбите обращения Земли вокруг Солнца на расстоянии друг от друга $T_1 T_2 \sim 0,447$ а.е. имеют очень большую базу D, превышающую в 10^3 раз возможные расстояния между наземными телескопами. Отсюда априори следуют преимущества синхронно-базисных наблюдений, проводимых космическими телескопами, если они будут сопровождать ОНТ, обнаруженное ранее одним из телескопов T_1 или T_2 .

Оценка точности определения параметров орбиты астероида Апофис проводилась на основе моделирования синхронно-базисных наблюдений астероида в течение времени с 21.02.11 по 14.03.11 г. Моделируемые взаимные положения Земли (3), астероида (А), телескопов (T₁, T₂), их полей зрения, захватывающих астероид 21.02.11 г., показаны на рисунке 1. Поле зрения телескопа Т, занимает указанное положение после его оперативного (~ за 1час) перенацеливания на астероид, зарегистрированный телескопом Т. Алгоритм перенацеливания был обсужден в работе [3]. До обнаружения Апофиса телескопом Т, оба телескопа работали в режиме обзорно-поискового наблюдения. В этом режиме плоскость, проходящая через направление «телескоп T₁ – телескоп T₂» и их оптические оси, вращается с постоянной угловой скоростью вокруг направления Т.Т., Столбцы ПЗС-матриц телескопов ориентированы перпендикулярно плоскости вращения оптических осей телескопов, строки – параллельно этой плоскости. Столбцы содержат по 256, строки – по 15722 пикселов. Сразу после регистрации Апофиса передним телескопом Т,, вращение плоскости прекращается. Плоскость оптических осей останавливается в некотором положении Q, соответствующем нахождению изображения астероида в середине некоторого столбца ПЗС-матрицы телескопа Т, (ПЗС,). Поле зрения телескопа Т, перенацеливается на астероид, разворачиваясь в этой плоскости на угол равный 92°. Разворот производится вокруг линии, проходящей через Т, перпендикулярно плоскости Q против часовой стрелки. В результате угол между направлением Т.Т., и оптической осью телескопа Т2 становится равным 127°, а угол между Т,Т, и оптической осью телескопа Т₁ попрежнему равен 35°. После захвата астероида телескопом Т₂, его изображение находится вблизи середины некоторого столбца ПЗС₂.

В последующем режиме одновременного сопровождения астероида обоими телескопами производится медленное перенацеливание их полей зрения в направлениях вдоль строк и столбцов ПЗС-матриц угловой скоростью, зависящей от определенных компьютерным моделированием величин времени пребывания изображения в пикселах ПЗС-матриц. На рисунке 1 обозначено положение астероида, находящегося ниже плоскости эклиптики. Оптические оси телескопов Т, и Т, составляют с направлением Т.Т. углы 35° и 127°. Их плоскость составляет с плоскостью эклиптики угол 2,52°. Изображения астероида находятся на столбцах матриц ПЗС₁ и ПЗС₁ с номерами 7794 и 2472.

В начальный момент регистрации телескопом Т, астероид находится от телескопа T_1 на дальности $L_1 = 1,45$ а.е. Времена пребывания изображения в пикселе при его смещении вдоль столбца составили $t_{sv}^{(1)}$ ~ 889 с, при смещении вдоль строки $t_{\delta y}^{(1)}$ ~ 233 с. За время моделирования, равное 22 сут., длина L_1 возросла до 1,49 а.е., а $t_{\delta y}^{(1)}$ увеличилось до 502 с. В момент первоначальной регистрации Апофиса телескопом T_2 дальность наблюдения L₂ составила 1,13 а.е. За указанное выше время моделирования она увеличилась до 1,15 а.е., а время пребывания изображения в пикселе $t_{\delta v}^{(2)}$ возросло с 171 до 295 с.

Использовались методы учета различия времени запаздывания прихода полезного сигнала от астероида к телескопам, а также оценки погрешностей определения параметров орбиты, обсужденные в работе [3]. При формировании координатно-временных последовательностей изображений на $\Pi 3C_1$ и $\Pi 3C_2$ полагалось, что положение изображения в фиксируемые моменты окончания времен экспозиции определяются с погрешностью ~ 0,1 от углового размера пиксела (1,3 угл.с), т.е. ~ 0,13 угл. с. В течение времени моделирования движения астероида (~ 22 сут.) на $\Pi 3C_1$ и $\Pi 3C_2$ было зарегистрировано несколько тысяч точек его изображений. Рассчитывались классические элементы орбиты, а также X, Y, Z – составляющие радиус-вектора астероида в момент времени, соответствующий середине мерного интервала. В таблице 1 приведены значения полуширин доверительных интервалов определения всех перечисленных параметров, а также прогнозируемого на интервал 147 сут пролетного расстояния L_{np} Апофиса от центра Земли. Через указанное время Апофис пересекает плоскость эклиптики.

Таблица 1

Δe,	Δa,	ΔΩ,	Δi ,	Δω",	$\Delta U_{\rm a}$,	ΔΧ,	ΔV,	$\Delta L_{\rm np}$,	$\Delta \tau_{np}$,
%	КМ	угл. с	угл. с	угл. с	угл. с	КМ	м/с	КМ	с
0,01	9300	45	2	62	45	100	1,4	3200	100

Моделировались также наблюдения, проводимые в течение трех суток с 21.02.29 по 24.0229 г. Во время захвата астероида полем зрения телескопа T_1 , он находился на дальности $L_1 = 0,21$ а.е. Захват астероида полем зрения телескопа T_2 происходил после его перенацеливания в плоскости Q на угол, равный 13[°], по направлению к Земле (по часовой стрелке). Начальная дальность L_2 равна 0,31 а.е. За время моделирования дальности L_1 и L_2 изменились незначительно: $L_1 = 0,22$ а.е., $L_2 = 0,29$ а.е. Времена пребывания изображения в пикселах $t_{\delta y}^{(1)}$ и $t_{\delta y}^{(2)}$ изменялись от 40 до 44 с и от 147 до 166 с. Они являются достаточными для регистрации астероида Апофис в режиме его сопровождения. Приборная ошибка угловых измерений принималась равной 0,13[°]. В течение времени моделирования движения Апофис, равного 3 сут, были зарегистрированы на ПЗС₁ и ПЗС₂ несколько тысяч точек его изображений. В таблице 2 приведены значения полуширин доверительных интервалов определения параметров движения Апофис, а также прогнозируемого на интервал 53 сут пролетного расстояния L_{np} Апофиса от центра Земли. Через указанное время Апофис пересекает плоскость эклиптики (13.04.29 г.).

Приведённые результаты свидетельствуют о высокой точности определения параметров движения астероида Апофис. Она обеспечивается космическими телескопами без привлечения наземных радиолокационных средств позиционных измерений, имеющих недостаточную дальность обнаружения малых ОНТ. Наземные оптические телескопы не обеспечивают определение траектории ОНТ по измерениям, проводимым на короткой дуге подлетной траектории. Учитывая важность предупреждения о падении ОНТ типа Тунгусского метеорита, представляется целесообразным разрабатывать космические телескопы (КТ) оперативного предупреждения об астероидно-кометной опасности. Их применение внесет существенный вклад в решение задачи поиска и каталогизации АСЗ более крупного размера, проводимое с помощью наземных астрометрических средств. Это подтверждают приведенные в таблицах 1 и 2 величины доверительных интервалов определения с помощью КТ параметров движения, а также прогнозируемого пролетного расстояния околоземного астероида Апофис.



Рисунок 1. Моделируемые взаимные положения Земли, телескопов T₁ и T₂, а также их полей зрения при захвате ими астероида Апофис 21.02.11 г. 1 – орбита Земли, 2 – орбита Апофиса, С – Солнце

Таблица 2

Δe,	Δa ,	ΔΩ,	Δi ,	Δω,,	$\Delta U_{\rm a}$,	ΔX,	ΔV,	ΔL_{np} ,	$\Delta \tau_{np}$,
%	КМ	угл. с	угл. с	угл. с	угл. с	КМ	м/с	КМ	с
0,002	814	7,2	0,4	8,1	7,2	10	0,1	520	26

Литература

- *1. Багров А.В.* Базисные телевизионные наблюдения околоземного пространства. // Сб. Проблема загрязнения космоса. М.: Космоинформ, 1993, с. 70–79.
- 2. Баканас Е.С., Барабанов С.И., Болгова Г.Т., Микиша А.М., Смирнов М.А. Оценка точности определения орбиты небесного тела. обнаруженного подлетной Земле траектории. //Сб. трудов на к конф. «Околоземная астрономия 2003», сентябрь 8-13. Терскол, т. 1, 2003, с. 212–216.
- Емельянов В.А., Меркушев Ю.К. Точность определения орбит малых ОНТ с помощью двух космических телескопов, размещенных на орбите Земли. //Сб. трудов конф. «Околоземная астрономия – 2005», 19–24 сентября 2005 г., г. Казань, 2005, с. 102–108.

Физические характеристики малых тел Солнечной системы

Магнитные поля малых тел

Подгорный И. М. ¹Институт Астрономии РАН, Москва, Россия E-mail: podgorny@inasan.ru

Магнитное поле малых тел может быть причиной намагничивания железа или генерации наведенного тока при движении в межпланетной среде, заполненной плазмой солнечного ветра. Существование межпланетного магнитного поля приводит к появлению силы Лоренца, которая вызывает поляризацию зарядов в проводящем теле, и появлению электрического поля $E=-(V \times B)/c$. Межпланетное пространство заполнено проводящей плазмой, и поле Лоренца вызывает в проводящем теле ток, замыкающийся в окружающей плазме. Наиболее эффективно генерация тока происходит в плазменных оболочках комет, которые образуются при сублимации кометного льда и последующей ионизации образовавшегося газа. Магнитное поле этого тока приводит к образованию наведенной магнитосферы кометы с длинным магнитным хвостом, удерживающим светяцуюся плазму. Образование кометной магнитосферы моделируется в лабораторных условиях, когда поток плазмы с магнитным полем (искусственный солнечный ветер) взаимодействует с испаряющейся моделью кометного ядра.

Magnetic Field of Small Bodies Podgorny I. M. ¹Institute for Astronomy RAS, Moscow, Russia

The magnetic field of small bodies appears due to iron magnetization or due to the induced current production at a conductive body moving through the interplanetary space. Interplanetary magnetic field induces Lorenz force, which produces electric charge polarization and generation of the electric field $\mathbf{E}=-(\mathbf{V}\times\mathbf{B})/c$. It is impossible to create electric current in the vacuum, but such current appears because of high solar wind conductivity. Current generation takes place in the cometary plasma that appears because of comet ice sublimation and gas ionization. As a result the magnetic lines envelope the coma, and the induced

Физические характеристики

comet magnetosphere appears with a long magnetic tail. The magnetosphere place a role of an obstacle for the supersonic plasma flow of the solar wind, and the collisionless shock is produced ahead of a comet. The ions excitation that captured in the magnetic field produces visible radiation. The cometary magnetosphere was simulated in the laboratory experiment with artificial solar wind. For the artificial solar wind generation the electrodynamical plasma accelerator is used. The experiment was carried out in the vacuum chamber with the 1m diameter and 2m long. The plasma parameters (V = 3×10^7 cm/s, n = 10^{12} cm⁻³, T = 20 eV) are chosen from the principal of limited simulation. A wax ball place a role of a cometary nucleus sublimating under action of radiation. The real cometary magnetosphere was for the first time observed by Comet Explorer mission at flight to Galley comet.

Введение

Существование магнитного поля малого тела может существенно изменить характер его взаимодействия с межпланетной средой. При обтекании такого тела солнечным ветром могут возникать эффекты, позволяющие наблюдать тело на больших расстояниях. Эти эффекты обусловлены существованием солнечного ветра, который является сверхзвуковым потоком с числами Maxa 5 – 10 по отношению к ионно-звуковой и альфвеновской скоростям. Солнечный ветер сжимает магнитное поле тела, образуя препятствие. При торможении сверхзвукового потока на этом магнитном препятствии образуется ударная волна, т. е. имеет место хорошо изученный механизм взаимодействия, аналогичный взаимодействию солнечного ветра с планетами. Если имеет место сублимация малого тела, то солнечная радиация ионизует образующийся газ, и не полностью ионизованные атомы оказываются захваченными магнитным полем тела, а их излучение легко регистрируется на Земле.

Железное тело может быть намагниченным, и поток плазмы солнечного ветра должен сжать магнитное поле и образовать магнитную полость (магнитосферу), конфигурация которой зависит от ориентации дипольного момента относительно вектора скорости плазмы. При угле близком к π/2 должна образоваться конфигурация типа магнитосферы Земли, а при скорости солнечного ветра параллельной вектору диполя на подсолнечной стороне образуется своеобразная магнитная воронка, фокусирующая поток солнечного ветра на небольшой участок поверхности. Эти эффекты были продемонстрированы в лабораторных экспериментах. Однако газовыделения железного тела практически не происходит, и поэтому вокруг такого тела не возникает свечения, и существование магнитосферы не может вызывать наблюдаемого с Земли свечения. Иначе обстоит дело с телами, обладающими высокой электропроводностью, но не имеющими собственного магнитного поля, - плазменными оболочками комет. Здесь не полностью ионизованные атомы должны возбуждаться солнечным излучением и излучать в видимой области спектра. Наблюдаемое свечение кометы в основном состоит из линий однократно и двукратно ионизованных линий кислорода и других элементов.

Наведенное магнитное поле

При движении проводящего тела поперек магнитного поля на заряды действует сила Лоренца $\mathbf{F} = q(\mathbf{V} \times \mathbf{B})$. Она смещает электроны и ионы в противоположных направлениях, создавая избытки отрицательного и положительного зарядов на концах тела. Величина этих зарядов определяется равенством силы взаимного притяжения зарядов разного знака и силы Лоренца. Если движение тела происходит в вакууме, то поляризованное таким образом тело движется, не искажая внешнего магнитного поля. Иначе обстоит дело, если движение проводящего тела происходит в пространстве, заполненном плазмой, тогда наведенные заряды имеют возможность уходить в плазму, и в теле потечет ток перпендикулярно векторам скорости и магнитного поля, как показано на рис. 1а. Этот ток создаст магнитное поле. линии которого показаны пунктиром на рис. 16. На рис. 1в показаны результирующие линии магнитного поля, которые сжаты перед телом и вытянуты за ним. Если тело движется относительно плазмы со сверхзвуковой скоростью, то линии магнитного поля перед телом сжимаются еще сильнее, образуя магнитную полость, а за телом возникает протяженный магнитный хвост. Перед магнитной полостью, непроницаемой для плазмы, должна образоваться ударная волна.

Таким проводящим телом может быть плазма, образованная при ионизации солнечным излучением газа, выделяемого при сублимации ледяного ядра кометы. Эта плазма, удерживаясь от расширения магнитным полем, может течь вдоль линий магнитного поля в хвост, излучая при этом в видимой области спектра. Первым на такой механизм формирования излучения комет обратил внимание Л. Бирман [1], указав на существование потока плазмы от Солнца - солнечного ветра с "вмороженным" в него магнитным полем.

Лабораторное моделирование

Измерения на космических аппаратах установили следующие параметры солнечного ветра в районе орбиты Земли: скорость V ~ 5×10⁷ см/ сек, концентрация плазмы n~5 см⁻³, температура электронов T_e ~ 20 – 30 эВ, температура ионов T_i ~ 10 – 15 эВ. Важной особенностью солнечного ветра является магнитное поле, которое равно В ~ 510⁻⁵ Гаусс. Периодически направление магнитного поля меняется на противоположное. Взаимодействие такого потока плазмы с плазменной оболочкой вокруг ядра образует светящийся хвост длиной, превосходящей 10⁹ см. Параметры солнечного ветра соответствуют сверхзвуковому потоку, поэтому перед головой кометы должна наблюдаться ударная волна. Долгое время отсутствовали возможности измерить магнитное поле кометы, чтобы понять его роль в физике комет. Казалось невозможным воспроизвести кометные явления и в лаборатории.

При переходе к лабораторным масштабам для точного моделирования необходимы недостижимые в лаборатории параметры плазмы. Однако в ра-

боте [2] было показано, что качественно воспроизвести основные кометные явления в лабораторном масштабе (~ 100 см) позволяет использование принципа ограниченного моделирования. Этот принцип требует, чтобы все очень большие (и очень малые) безразмерные параметры в космосе, ответственные за протекание явления, не обязательно сохранялись точно, но чтобы в модельном эксперименте они обязательно были соответственно большими или малыми. Лабораторный эксперимент позволяет провести измерения магнитного поля в любой точке пространства и построить трехмерное распределение магнитного поля. Лабораторный эксперимент с искусственным солнечным ветром в вакуумной камере диаметром 1м и длиной 2м был выполнен в ИКИ РАН [3].



Рис. 1. Токи и магнитное поле в движущемся теле во внешнем поле.

В эксперименте ядром лабораторной кометы служил восковой шарик, вокруг которого в результате сублимации образовывалось газовое облачко. Искусственный солнечный ветер создавался электродинамическим ускорителем водородной плазмы с вмороженным магнитным полем. Скорость потока плазмы и ее температура были такими же, как и в солнечном ветре. Ультрафиолетовое излучение из ускорителя и поток плазмы вызывали сублимацию воскового шарика и ионизацию образовавшегося газа. Измерения магнитного поля, осуществляемые магнитным зондом, позволили получить пространственное распределение магнитного поля. Эксперимент показал, что линии магнитного поля обволакивают облачко образовавшейся плазмы, формируя конфигурацию магнитного поля с длинным хвостом. Линии магнитного поля в лабораторном эксперименте представлены на рис. 2а. Справа показана линия магнитного поля в солнечном ветре. При обтекании искусственным солнечным ветром головы кометы кривизна линий поля меняет знак, и линии поля сгущаются перед головой, сжимают облачко кометной плазмы, и вытягиваются вдоль сверхзвукового потока искусственного солнечного ветра. Наведенное магнитное поле кометы образует полость, в которую не может проникнуть солнечный ветер. Внутри полости магнитное поле удерживает плазму, окружающую ядро, которая образовалась при ионизации солнечным излучением продуктов сублимации ядра. Эта кометная плазма беспрепятственно растекается вдоль линий магнитного поля в хвост. Высвечивание не полностью ионизованных атомов сублимированного кометного вещества, удерживаемого магнитным полем, образует наблюдаемую форму кометы. Еще одна особенность физики кометы связана со сверхзвуковой скоростью солнечного ветра. Лабораторный эксперимент показал, что при взаимодействии сверхзвукового потока плазмы с магнитной полостью, которая является препятствием для солнечного ветра, образуется ударная волна, но она не видна, т. к. возникает в солнечном ветре, где атомы водорода полностью ионизованы.

Позже аналогичные результаты были получены и японскими учеными в университете Осака. Окончательно вопрос о магнитной структуре хвоста кометы был решен в измерениях на американском космическом аппарате Comet Explorer [4], который пересек хвост кометы Галлея и подтвердил распределение магнитного поля, полученное в лабораторном эксперименте. Измеренные вектора магнитного поля вдоль траектории Comet Explorer показаны на рис. 2б. Пунктиром показана граница магнитосферы кометы.



Рис. 2. Магнитное поле кометы в лабораторном моделировании и в космосе.

Вариации блеска кометы

Магнитосфера кометы представляет собой своеобразный аккумулятор магнитной энергии, который разряжается при изменении направления магнитного поля в солнечном ветре. Полная запасенная магнитная энергия $\int (B^2/8\pi) dv$ большой кометы может превосходить 10^{16} эрг. Здесь, **В** – напряженность магнитного поля. Линии магнитного поля межпланетной среды периодически (два-четыре раза) за оборот Солнца меняют свое направление (рис. За). Поменявшие направление линии в потоке плазмы сливаются (пересоединяются) с линиями наведенной магнитосферы кометы. В результате слияния линий поля противоположного направления магнитное поле кометы уничтожается (рис. 3б).

Физические характеристики



Рис. 3. Разрушение магнитосферы кометы при изменении направления поля.

Часть энергии магнитного поля преобразуется в тепловую энергию кометной плазмы. Ядро кометы становится незащищенным от солнечного ветра, и происходит интенсивное газоотделение с его поверхности. Молекулы газового облака интенсивно ионизуются, возбуждаются солнечным излучением и электронными ударами. Видимое излучение кометной плазмы быстро возрастает - возникает всплеск блеска кометы. Корреляция всплеска блеска комет и изменения направления межпланетного магнитного поля была обнаружена в работе [5]. Затем при обтекании ядра солнечным ветром с изменившимся магнитным полем создается новая магнитосфера, но ее магнитное поле имеет уже противоположное направление.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 06-02-16006.

Литература:

1. Bierman L., Z. Astrophys. 29, 274 (1951).

2. Podgorny I. M., Fundamentals of Cosmic Phys. 4, 1 (1978).

3. Podgorny I. M., Andrijanov Yu. Planetary Space Sci. 26, 99 (1979).

4. Neubauer F. M. et al. Nature. 321, 745 (1986).

5. Podgorny I. M., Andrienko D. A., Kleshenok V. V., Mischishina I. I. Astro. Lett. and Communication. 28, 33 (1990).

Фотометрия некоторых сближающихся с Землей двойных астероидов

Верещагина И.А., Горшанов Д.Л., Девяткин А.В. Главная (Пулковская) обсерватория (ГАО) РАН

E-mail: ver-iraida@yandex.ru

При помощи наблюдений на телескопе ЗА-320М Пулковской обсерватории на промежутках времени в десятки дней проведены фотометрические исследования двойных астероидов из группы АСЗ. Для астероида 5407 выявлены долгопериодические колебания блеска с периодом 39.23 сут. Для астероида 2006 VV2 уточнён период осевого вращения главного компонента (1.704 часа), выявлен новый период изменения блеска (3.9 суток) и получены оценки показателей цвета B–V, V–R и R–I. **The Photometry of Some Binary NEAs** Verestchagina I.A., Gorshanov D.L., Devvatkin A.V.

Main (Pulkovo) Astronomical Observatory of RAS

The photometric investigation of binary NEAs has been fulfilled by means of ZA-320M telescope in Pulkovo Observatory on time scale of tens days. For 5407 asteroid, the long-term (39.23 days) variations of brightness have been obtained. For 2006 VV2 asteroid, the rotation period of primary has been rectified (1.704 hours), the new period of brightness variation has been obtained (3.9 days) and the color indices B–V, V–R,R–I have been estimated.

Введение

Фотометрические наблюдения астероидов позволяют выявлять изменения их блеска со временем, которые могут быть вызваны разными физическими причинами. Как правило, у каждого астероида имеется период изменения его блеска, составляющий несколько часов и связанный с его осевым вращением. Получение детальной кривой блеска астероида на протяжении такого периода позволяет определять форму объекта. Но каждый астероид может иметь сложную структуру и динамику. Так, за последние годы среди АСЗ было открыто немало двойных объектов. Поэтому разумно ожидать, что у ряда астероидов будут присутствовать изменения блеска, связанные с его сложной динамикой. В двойной системе возможны взаимные явления (затмения и покрытия), прецессия орбиты спутника, а также вынужденная прецессия оси вращения главного компонента. Одиночный астероид также может обладать свободной или вынужденной прецессией его оси вращения. Все эти явления могут вызывать долгопериодические изменения блеска у объекта. Поэтому в данной работе мы преследовали цель получения длинного ряда фотометрических наблюдений астероидов на протяжении всего периода их видимости. Наблюдения проводились на автоматизированном комплексе ЗА-320М Пулковской обсерватории в течение 2006-2007 гг. для ряда избранных астероидов. Здесь приводятся полученные результаты для AC3 5407 и 2006 VV2.

Наблюдения и обработка

Методика проведенных наблюдений заключалась в следующем. Каждый астероид наблюдался в течение ночи через заданный промежуток времени (как правило, равный 20 минутам) на протяжении всего периода его видимости. При обработке полученных наблюдений в качестве опорных использовались звезды из каталогов USNO-A (грубая оценка путём редукции приводимых там величин к величинам в полосах *R* и *I*) и ТҮСНО-2 (для фильтров *B* и *V*), попадающие на один кадр с исследуемым астероидом. Фотометрическая обработка наблюдений была проделана с помощью программного пакета Apex II [2]. Для полученных данных учитывалось изменение расстояний "Солнце — астероид" и "астероид — Земля": результаты приводились к наименьшему расстоянию от астероида до Земли. Выявление периодичностей из полученного ряда наблюдений осуществлялось с помощью двух разных методов частотного анализа: метода «CLEAN» [3] и метода Скаргла [4]. В отдельных случаях для контроля использовался вейвлетанализ [5].

Астероид 5407

Астероид 5407 принадлежит к группе астероидов, пересекающих орбиту Марса. Поэтому данный объект находился в зоне видимости на протяжении довольно длительного промежутка времени, и для него был получен достаточно длинный ряд фотометрических наблюдений. Данный астероид был интересен для нашего исследования главным образом потому, что он является двойным. Известно, что период осевого вращения главного компонента данной двойной системы составляет 2.55 часа, а период орбитального движения спутника — 13.52 часа [6].

Данный астероид наблюдался в период с октября 2006 г. до мая 2007 г. Из полученного ряда наблюдений был выявлен неизвестный до сих пор период колебаний блеска объекта, равный 0.1074 года или 39.23 суткам. Амплитуда найденных периодических колебаний составила 0.3^m. На рис. 1 показан полученный ряд наблюдений со вписанной в него синусоидой с указанным периодом (сплошная линия).



Рис. 1. Пятимесячный ряд наблюдений астероида 5407. Штриховая линия — синусоида с периодом 39.23 сут.

Астероид 2006 VV2

Данный астероид принадлежит к числу АСЗ и также является двойным [6]. В отличие от астероида 5407, который находился в зоне видимости более 8 месяцев, 2006 VV2 мы могли наблюдать только в течение 9–10 дней. На-
блюдения были получены в период с 22 по 31 марта, в четырех фильтрах: В, V. R. I. а также без фильтров.

Поскольку рассматриваемый объект был открыт сравнительно недавно и о нем еще имеется очень мало сведений, в частности, не известны ни период орбитального движения спутника, ни показатели цвета, мы решили получить из наших наблюдений оценки трех показателей цвета: B-V, V-R, R-I. Результаты приводятся в таблице 1. В первой строке таблицы указан диапазон изменений соответствующих показателей цвета по всем использованным для их вычисления датам, а во второй — средние значения показателей, полученные осреднением по этим датам. Вместе с самими значениями показателей. также приведены оценки соответствующих стандартных отклонений. На рис. 2 показаны графики всех трех показателей цвета. Заметен линейный рост, причина которого пока не ясна.

			-
	B–V	V–R	R–I
Color-index по датам	0.41÷0.77(±0.08)	0.33÷0.51 (±0.04)	0.06÷0.30 (±0.04)
Color-index средний	0.6±0.10	0.45±0.05	0.18±0.06
0.80 -		- B-V Πο	MMAIOUUUMOg US

Таблица 1. Оценки показателей цвета для астероида 2006 VV2.

По имеющимся на сегодняший день данным [6], период осевого вращения главного компонента данного астероида составляет 2.41 часа. Однако, из наших наблюдений следует, что соответствующий период равен 1.704 часа, т.е. несколько меньше. Кривые блеска в 4-х фильтрах международной фотометрической системы, а также без фильтров (в системе инструмента), соответствую-

щие осевому вращению главного компонента, показаны на рис. 3. Кривые были скомбинированы из наблюдений в течение всего периода.

30

Помимо этого, для астероида 2006 VV2, как и для 5407, был получен неизвестный до сих пор период изменения блеска, равный 0.0107 года или 3.9 суткам. Данный результат продемонстрирован на рис. 4.

Заключение

24

0.75

0.70 0.65

0.60 0.55

0.35

0.25

0.05

0.00

Таким образом, и для астероида 5407, и для объекта 2006 VV2 мы получили периодичности изменения блеска, равные нескольким суткам. Не исключено, что эти явления вызваны вынужденной прецессией оси вращения



26

Days Рис. 2. Показатели цвета, полученные по

наблюдениям в фильтрах B, V, R, I международной

системы для астероида 2006 VV2.

28

одного из компонент двойной системы, либо изменением суммарной площади освещенной поверхности вследствие неправильной формы компонент и изменения их взаимного расположения относительно земного наблюдателя вследствие движения астероида и Земли по своим орбитам. В любом случае, результат данного исследования показывает, что наличие долгопериодических изменений блеска у ряда астероидов присутствует. Их выявление позволит пролить свет на структуру и динамику изучаемых астероидов.



Рис. 3. Кривая блеска астероида 2006 VV2, полученная путём свёртки наблюдательных данных с периодом вращения главного компонента (1.704 часа).



Рис. 4. Колебания блеска астероида 2006 VV2, полученные за всё время наблюдений без фильтров. Штриховая линия — синусоида с периодом 3.9 суток.

Литература

- 1. Страйжис В. «Многоцветная фотометрия звезд», изд. «Мокслас», Вильнюс, 1977.
- International Astronomical Union Symposium no. 236, held 14–18 August, 2006 in Prague, Czech Republic, S236, #98.
- *3. Витязев В.В.*, «Анализ неравномерных временных рядов», СПб., изд-во С.-Петерб. унив-та, 2001, 68 с.
- 4. Scargle J.D., 1982, Studies in Astronomical Time Series Analysis. II. Statistical Aspects of Spectral Analysis of Unevenly Spaced Data». Ap.J., 263, p. 835–853.
- 5. Витязев В.В., Вейвлет-анализ временных рядов, СПб., изд-во С.-Петерб. унив-та, 2001, 58 с.
- 6. http://www.johnstonsarchive.net/astro/asteroidmoons.html.

Фотометрия астероидов, сближающихся с Землей, по наблюдениям в Симеизе в 2005-2007 гг.

Гафтонюк¹ Н.М., Круглый² Ю.Н. ¹*НИИ "КрАО"*, ²*НИИ астрономии ХНУ* nel@simeiz.ylt.crimea.com; krugly@astron.kharkov.ua

Представлены результаты фотометрических наблюдений астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), полученные в 2005-2007 гг. в Симеизе. ПЗС-наблюдения АСЗ проводились на 1-м телескопе Цейсса в стандартной фотометрической системе Джонсона-Козинса. Цель наблюдений – определение параметров вращения астероидов, их формы, свойств поверхности и др. Исключительный интерес проявлялся к исследованиям впервые открытых АСЗ.

Photometry of Near-Earth Asteroids Obtained in 2005-2007 in Simeiz

Gaftonyuk¹N.M., Krugly²Yu.N. ¹SRI "CrAO", ²Institute of Astronomy of KhNU

The results of photometric observations of near-Earth asteroids (NEA) obtained in 2005-2007 in Simeiz are presented. CCD-observations of NEAs have been carried out using 1-m Zeiss telescope in the standard Johnson-Cousins photometric system. The aim of observations is determination of rotational parameters of the asteroids, their shapes, surface properties etc. Particular attention was paid to newly discovered NEAs.

Введение

Фотометрические ПЗС-наблюдения астероидов проводятся в Симеизе с 1996 г. Работа была инициирована НИИ астрономии ХНУ в рамках Европейской программы «Астероидная опасность». В связи с этим наблюдаются преимущественно астероиды, сближающиеся с Землей (АСЗ), среди которых потенциально опасные для Земли объекты. Для наблюдений впервые открытых АСЗ, измеряются также астрометрические положения, которые направляются в Центр малых планет (Minor Planet Center – MPC, США). Цель наблюдений – определение параметров вращения астероидов, их формы, свойств поверхности и др. Мы стремимся наблюдать астероиды в широком диапазоне изменения фазовых углов и аспекта, что дает возможность моделировать их вращение и форму. В работе представлены результаты наблюдений АСЗ, проведенные в 2005-2007 гг.

Наблюдения

Наблюдения выполнены на 1-м телескопе Цейсса НИИ «Крымская астрофизическая обсерватория» (гора Кошка, п. Симеиз). В качестве светоприемника использовалась ПЗС-камера SBIG ST-6, а начиная с осени 2006 г. наблюдения проводятся с ПЗС-камерой Apogee Alta U42. Все на-

Физические характеристики

блюдения выполнены в стандартной фотометрической системе Джонсона-Кузинса. Редукция наблюдений и измерения блеска на ПЗС-снимках выполнялась по стандартной методике с помощью пакета AstPhot [1]. Точность наблюдений составляет 0.01 – 0.03 зв. вел. для полосы *R*. Методика наблюдений и их обработки изложены в работе [2].

Результаты

Были проведены наблюдения 21 АСЗ. Полученные в результате абсолютный блеск, диаметры, периоды вращения и амплитуды для этих астероидов представлены в табл. 1.

				,		
Астероид	Тип орбиты	Оппо-зиция	Блеск Н зв. вел.	Диаметр км	Период (ч)	Ампли- туда
1036 Ganymed	Amor	2006	9.58	39	10.314 ± 0.004	0.12
1627 Ivar	Amor	2005	13.06	8.4	4.7956 ± 0.0002	0.35
1862 Apollo ^B	Apollo	2005, 2007	16.1 ^R	1.4	3.065 ± 0.005	0.26
1980 Tezcatlipoka	Amor	2006	13.78	6.1	7.246 ± 0.009	0.58
3103 Eger	Apollo	2007	(15.38)	2.5	5.706 ± 0.001	0.7
6611 1993 VW ^в	Apollo	2005	16.61	1.0	2.556 ± 0.001	0.06
8567 1996 HW1	Amor	2005	15.04 ^R	3.5	8.75 ± 0.05	0.4
13553 1992 JE	Amor	2005	16.0	3.4	>30	>0.7
66251 1999 GJ2	Amor	2005	17.1 ^R	1.1	2.462 ± 0.001	0.10
68216 2001 CV26 ^B	Apollo	2007	(16.4)	1.7	2.429 ± 0.002	0.08
68950 QF15	Apollo	2006	(16.4)	1.7	long (>12)	>0.3
100085 1992 UY4	Apollo	2005	(17.72)	1.55	12.88 ± 0.06	>0.5
137032 1998 UO1 ^B	Apollo	2006	(16.7)	1.5	2.93 ± 0.03	0.08
2000 EE14	Aten	2007	(17.1)	1.2	-	>0.2
2001 CB21	Apollo	2006	(18.4)	0.7	$3.76 \pm 0.09(?)$	0.11
2004 XP14	Apollo	2006	(19.4)	0.45	>24	0.05
2005 AB ^B	Amor	2005	(17.5)	1.2.	3.346 ± 0.008	0.11
2006 RZ	Apollo	2006	(20.3)	0.3	(4.96 ?)	>0.1
2006 VV2 ^B	Apollo	2007	(16.8)	1.8	2.429 ± 0.001	0.48
2007 FK1 ^B	Amor	2007	(20.2)	0.3	2.487 ± 0.001	0.12
2007 FV42	Amor	2007	(17.9)	0.85	long?	< 0.2

Таблица 1. Результаты наблюдений

^в – двойной астероид; ^к – оценка блеска сделана по наблюдениям в R фильтре, принято значение *V-R*=0.43; в скобках – значение блеска по данным MPC

76

Наблюдения астероидов Ганимед, Ивар, Аполлон, Тезкатлипока, Игер проводились с целью уточнения их периодов вращения. Дополнительные фотометрические данные необходимы также для моделирования вращения и формы этих астероидов. Периоды вращения остальных, приведенных в таблице астероидов, определены впервые. Наиболее интересные результаты для четырех из наблюдавшихся АСЗ представлены ниже.

Фотометрические наблюдения астероида 1862 Аполлон проводились многими исследователями, начиная с 1980 г. Наши наблюдения этого асте-



роида выполнены в оппозиции 2005 г. и 2007 г. На рис. 1 представлена составная кривая блеска Аполлона, полученная в апреле 2007 г. Для ее построения использовано значение периода вращения 3.065 ч.

Этот астероид был выбран для наблюдений с целью обнаружения влияния YORP эффекта (Yarkovsky– O'Keefe–Radzievskii–Paddack), который проявляется в изменении скорости вращения астероида и направления

его оси вращения. Аполлон имеет диаметр 1.4 км и является одним из самых крупных астероидов, для которых была предсказана теоретическая возможность обнаружения YORP эффекта. Наши наблюдения вошли в имеющийся набор данных, которые были проанализированы в работе [3]. Анализ 39-ти кривых блеска Аполлона, полученных на интервале 1980-2005 гг., позволил обнаружить изменение периода вращения этого астероида, которое составило -0.004 ± 0.001 с/год. Таким образом, впервые было показано существование YORP эффекта и сделана оценка его влияния на астероидные тела.

Астероид 1**37032 1998 UO1** имеет диаметр примерно 1.6 км и является потенциально опасным AC3 из-за его тесных сближений с Землей. Наблюдения данного астероида выполнены в течение двух ночей в октябре 2006 г., когда он приближался к Земле на расстояние 0.131 а.е. Полученные кривые блеска приведены на рис. 2. Необычный вид кривых блеска позволяет сделать предположение, что астероид двойной или его ось вращения прецессирует. Период короткопериодических изменений блеска составляет 2.93 ч и, в случае верного предположения о двойственности астероида, может интерпретироваться как период вращения главного тела. Более детальные исследования могут быть выполнены в сентябре-октябре 2008 г., когда астероид будет виден как объект примерно 14 зв. вел. Тогда же планируется проведение радарных наблюдений этого астероида.

Еще один потенциально опасный АСЗ 2006 VV2 наблюдался в марте 2007 г. Астероид имеет диаметр 1.8 км и в период наших наблюдений прохо-

дил вблизи Земли (минимальное расстояние сближения составило 0.023а.е.). Наши наблюдения позволили определить период вращения 2.4294 ч. Амплитуда изменений блеска составила почти 0.5 зв. вел. Составная кривая блеска астероида по наблюдениям 19 марта 2007 г. приведена на рис. 3. Радарные наблюдения на обсерваториях Голдстоун и Аресибо в конце марта 2007 г. показали, что этот астероид двойной.



Рис.2. Кривые блеска астероида 137032 1998 UO1, полученные в октябре 2006 г.



Рис.3. Составная кривая блеска астероида 2006 VV2.

Наблюдения АСЗ 6611 1993 VW проведены в течение двух ночей в мае 2006 г. Полученные кривые блеска показали необычную переменность, которая не описывается одним гармоническим колебанием (рис. 4.). Совместный анализ наших наблюдений с данными, полученными в рамках чешского проекта по обнаружению двойных астероидов, показал, что астероид является двойной системой.



Рис. 4. Кривые блеска астероида 6611 1993 VW, полученные в мае 2005 г.

Околоземная астрономия - 2007

Заключение

В 2005-2007 гг. проведены ПЗС-наблюдения 21 АСЗ. Среди них:

– Потенциально опасные для Земли объекты: 137032 1998 UO, 12004 XP14, 2006 RZ, 2006 VV2. Отметим, что все они наблюдались также с помощью радаров.

– Двойные или предполагаемые двойные: 1862 Аполлон, 6611 1993
 VW, 68216 2001 CV26, 2005 AB, 2006 VV2, 2007 FK1.

– 1862 Аполлон, наблюдения которого использованы для обнаружения и изучения YORP-эффекта.

– Астероиды, наблюдавшиеся в широком диапазоне фазовых углов и аспекта: 1036 Ганимед, 1627 Ивар, 1862 Аполлон, 1980 Тезкатлипока, 3103 Игер.

Литература:

1. Mottola, S., G. De Angelis, M. Di Martino, A. Erikson, G. Hahn, and G. Neukum. 1995. The Near-Earth objects follow-up program: first results. *Icarus* **117**, 62-70.

2. Krugly Yu.N., Belskaya I.N., Shevchenko V.G., et al. 2002, Icarus 158, 294.

3. Kaasalainen M., *et al.* Acceleration of the rotation of asteroid 1862 Apollo by radiation torques. //Nature. 2007, V. 446, March 22. P. 420–422.

Астероиды неоднозначных спектральных типов: 11 Партенопа, 198 Ампелла, 201 Пенелопа и 21 Лютеция Бусарев В. В.

ГАЙШМГУ

E-mail: <u>busarev@sai.msu.ru</u>

Выполненные нами в разные годы спектральные исследования показывают, что S-астероиды 11 Партенопа и 198 Ампелла, М-астероиды 201 Пенелопа и 21 Лютеция имеют особенности состава вещества, не согласующиеся с их спектральными типами.

Asteroids of Ambiguous Spectral Types: 11 Parthenope, 198 Ampella, 201 Penelope and 21 Lutetia

V. V. Busarev

Sternberg State Astron. Inst., Lomonosov Moscow State Univ.

The spectral investigations, carried out over many years, show that S-asteroids 11 Parthenope and 198 Ampella, and M-asteroids 201 Penelope and 21 Lutetia have the peculiar compositions which do not agree with their spectral types.

Введение

На сегодняшний день одним из наиболее эффективных методов дистанционной оценки и изучения состава вещества астероидов и других безат-

Физические характеристики

мосферных тел Солнечной системы является метод получения их спектров отражения в видимом и ближнем ИК диапазонах. Суть этого метода состоит в том, что на достаточно коротких интервалах времени сравниваются (а точнее, – делятся друг на друга с учетом разницы в воздушных массах) спектры исследуемого объекта и звезды - солнечного аналога, являющегося «заменителем» Солнца ([1]).

Наиболее широко используемая спектральная классификация астероидов [2], насчитывает 14 спектральных типов или классов, каждому из которых соответствует некоторая своя усредненная форма спектра отражения. Специфическая форма спектра отражения у каждого спектрального типа астероидов определяется набором или комбинацией основных (наиболее интенсивных) полос поглощения, определяющих минералогический состав вещества этих астероидов [3].

Здесь мы приводим результаты изучения двух астероидов *S*-типа 11 Партенопы и 198 Ампеллы и двух астероидов *M*-типа 21 Лютеции и 201 Пенелопы. Хотя эти астероиды ранее уже были классифицированы [2], по результатам наших спектральных исследований их минералогия указанным типам не соответствует или не вполне соответствует.

Результаты наблюдений

Спектры отражения астероидов 11 Партенопы, 201 Пенелопы, 198 Ампеллы и 21 Лютеции были получены в видимом и ближнем ИК диапазонах с разными интервалами времени (от нескольких десятков минут и более). В 1993 г. спектры 11 Партенопы и 201 Пенелопы были получены со сканирующим спектрофотометром системы Черны-Тернера со спектральным разрешением около 50Å в спектральном диапазоне 0,34-0,76 мкм на телескопе с диаметром 1,25 м [4]. Остальные спектры были получены в 1999-2007 гг. на том же телескопе с ПЗС-спектрографом, работающим в диапазоне 0,39-0,91 мкм со спектральным разрешением около 8Å. И в том и другом случаях от-носительная средне-квадратическая ошибка на расчетных спектрах отражения составляла 1-2% в интервале длин волн 0,45-0,70 мкм и достигала 3-5% вблизи синего и красного пределов спектров в зависимости от наблюдательных условий. В разные наблюдательные периоды использовался общий ряд стандартных звезд - солнечных аналогов (весной – HD126053 и HD117176. осенью - HD10307 и 16 Суд В) для получения спектров отражения, а также для контроля прозрачности атмосферы. Результирующие нормированные (на длине волны 0,55 мкм) спектры отражения представлены на рисунках 1-5.

1. 11 Партенопа и 198 Ампелла

Средние **IRAS- диаметр и альбедо 11 Партенопы** – **153 км и 0,18 со**ответственно, а для 198 Ампеллы те же параметры составляют 57 км и 0,25 [5]. Периоды вращения у 11 Партенопы – *P*=9,43^h, а у 198 Ампеллы – 10,383^h [6]. Установленный тип обоих астероидов – *S* [2]. Из этого следует, что у них должен быть каменный или железо-каменный состав и высокотемпературная минералогия [3]. У Ампеллы было измерено радиолокационное альбедо (0,26) [7], которое оказалось несколько выше, чем у других *S*-астероидов.



Рис. 1. 11 Партенопа. Спектры отражения 1993 г. (а) и 2007 г. (б). Стрелками показано положение полосы поглощения гидросиликатов у 0,43 мкм и окисленных Fe-Niсоединений у 0,60 мкм. Кривые на рисунках (а) и (б) изображены в близком масштабе.

Спектры отражения Партенопы в 1993 г. были получены 25/26 сентября примерно с часовыми интервалами на 1,25-м телескопе со сканирующим спектрофотометром. Спектры Партенопы в 2007 г. были измерены 11/12 апреля ~ с 20' - интервалами на 1,25-м телескопе с ПЗС-спектрометром (Рис 1). Спектры отражения Ампеллы в 1999 г. были получены 18 и 19 августа примерно с суточным интервалом, а в 2003 г. – примерно с 20' - интервалами на том же телескопе с ПЗС-спектрометром (Рис. 2).

В спектрах отражения обоих астероидов мы обнаружили полосу поглощения у 0,43 мкм, которая является признаком присутствия в их веществе нетипичных гидросиликатов [8], а также полосу поглощения у 0,60-0,65 мкм, свидетельствующую о наличии на этих телах нетипичных окисленных *Fe-Ni*-соединений [9] (см. рис. 1 и 2).



Рис. 2. 198 Ампелла. Спектры отражения 1999 г. (а) и 2003 г. (б). Стрелками показано положение полосы поглощения гидросиликатов у 0,43 мкм, а также полосы поглощения окисленных Fe-Ni-соединений у 0,60-0,65 мкм.

2. 201 Пенелопа

Спектры Пенелопы были нами получены 24/25 августа 1993г. с ~18'интервалами на телескопе 1.25-м со сканирующим спектрофотометром (Рис. 3) [11].

Средние IRAS- диаметр и альбедо астероида – 68,4 км и 0,16, соответственно [5]. Период вращения P=3,747^h [6]. Установленный спектральный тип Пенелопы – М [2], что подразумевает его высокотемпературный состав (железный или железо-каменный) [3]. Однако по ИК-данным в области 3,0 мкм на нем было установлено наличие воды в связанном состоянии [10]. А по полосам поглощения у 0,43 и 0,60-0,65 мкм на Пенелопе обнаружено [11] наличие нетипичных для *М*-астероидов гидросиликатов [8] и окисленных *Fe-Ni*-соединений [9], что согласуется с результатами [10].

201 Пенелопа



Рис. 4. 21 Лютеция. Спектры отражения, полученные 5/6 ноября 2004 г. (а) (индексами обозначены спектры более яркой «а» и более слабой «б» компонент) и 4/5 марта 2006 г. (б). Стрелками показано положение полосы поглощения гидросиликатов у 0,43 мкм.

поглошения гидросиликатов у 0,43 мкм, а также полосы

3. 21 Лютеция

Этот астероид является объектом европейской космической миссии Rosetta в 2010 г. Ранее установленный спектральный тип Лютеции – *M* [2]. Средние **IRAS- диаметр и альбедо астероида**– **95,8 км и 0,22, соответствен**но. Период вращения – 8, 172^h [6].

При малом аспектном угле (~43°) нами была обнаружена двойственность спектров астероида [12], что подтверждает его двойственность, предсказанную частотными методами по фотометрическим данным [13]. По наблюдениям 4/5 ноября 2004 г. более крупная компонента Лютеции имеет спектр отражения *F*-типа с вогнутым континуумом, свойственный гидратированному телу, а меньшая компонента имеет спектр *M*-*S*-типа, характерный для металлического или железо-каменного тела (Рис. 4а). Этот результат подтверждается спектрови практически не наблюдалось (при аспектном угле ~ 83°) (Рис. 4б).



Рис. 5. 21 Лютеция. Спектры отражения 2004 г. более яркой (a) и более слабой компонент (б). Стрелками показано положение полосы поглощения гидросиликатов у 0,43 мкм. Кривые на рисунках (a) и (б) представлены примерно в одном масштабе.

При другом ракурсе системы 6/7 ноября 2004 г. спектры отражения обеих компонент астероида имели похожий вид и соответствовали телам *M-S*-типа (Рис 5).

По полосе поглощения у 3,0 мкм на Лютеции обнаружена вода в связанном состоянии [10]. А по полосе поглощения у 0,43 мкм на астероиде установлено наличие гидросиликатов [8]. Радиолокационное альбедо (0,19) ниже, чем у типичных *M*-астероидов [7]. Все это показывает, что 21 Лютеция в целом не соответствует *M*-типу.

По нашим оценкам компоненты Лютеции могут достигать размеров ~40-50 км, иметь разный состав (в диапазоне составов *F-M*-типов) и находиться на расстоянии <1000 км.

Физические характеристики

Выводы

В связи с приведенными результатами мы делаем заключение, что вышеупомянутая классификация астероидов 11 Партенопы, 198 Ампеллы и 201 Пенелопы нуждается в уточнении или изменении. А 21 Лютеция имеет настолько неоднородный состав вещества, что этот астероид сложно отнести к какому-либо одному спектральному типу.

Литература:

- 1. Бусарев В. В., Астрон. вестн., 1999, т. 33, №2, с. 140-150.
- 2. Tholen D. J., In *Asteroids II* / Eds Binzel R. P. et al., Tucson: Univ. of Arizona Press, 1989, p. 1139-1150.
- 3. Gaffey M. J. et al., Ibidem, p. 98-127.
- 4. Бусарев В. В., Астрон. вестн., 2002, т. 36, №1, с. 39-47.
- 5. Tedesco E.F. et al., *IRAS Minor Planet Survey* / IRAS-A-FPA-3-RDR-IMPS-V6.0, NASA Planetary Data System, 2004.
- 6. Эфемериды малых планет на 2001 год / Под ред. Ю. В. Батракова и др., С.-Петербург: Издат. ИПА РАН, 2001, с. 244-245.
- 7. Magri C. et al., Icarus, 2007, v. 186, p. 126-151.
- 8. Busarev V. V. et al., Vernadsky Inst. Brown Univ. Microsimp. on Comparative Planetoloigy, 40th, 2004, Moscow, Abstract # 15.
- 9. Hiroi T., et al., Icarus, 1996, v. 119, p. 202-208.
- 10. Rivkin A. S. et al., Icarus, 1995, v. 117, p. 90-100.
- 11. Busarev V. V., Icarus, 1998, v. 131, p. 32-40.
- 12. Busarev V. V. et al., 2007, LPSC XXXVIII, Abstract #1016.
- 13. Прокофьева В. В. и др., Астрон. вестн., 2006, т. 40, № 6, с. 512-521.

Каталог АСЗ ИПА РАН

Виноградова Т.А., Заботин А.С. ИПА РАН E-mail: shooreek@gmail.com

Каталог астероидов, сближающихся с Землей (каталог АСЗ) содержит орбитальные данные, физические характеристики и некоторые другие сведения о наблюдениях астероидов, имеющих перигельные расстояния, меньшие 1.33 а.е., и потому способных приближаться к Земле до расстояний порядка 50 млн км и менее. Каталог имеет веб-интерфейс и находится на сайте ИПА РАН.

NEAs Catalogue of IAA of RAS

Vinogradova T.A., Zabotin A.S. IAA of RAS

The catalogue contains orbital data, physical characteristics and some other information on asteroids having perihelion distances less than 1.33 AU and therefore capable of

approaching the Earth at distances of the order 50 mln km and less. The catalogue has web-interface and can be found at IAA of RAS site.

Введение

Малые тела (стероиды) и кометы, способные сближаться с Землей, являются источником серьезной опасности для земной цивилизации. Столкновение Земли с космическим телом километровых размеров, помимо прямых бедствий (цунами, землетрясений, пожаров, кислотных дождей и т.п.) способно вызвать более или менее продолжительное нарушение климата всей планеты или ее обширного региона. Несмотря на малую частоту подобных событий (одно событие в миллион лет или несколько реже), пренебрегать ими нельзя, так как по своим масштабам последствия могут превосходить любую природную или техногенную катастрофу. Поэтому необходимо постоянно отслеживать как вновь открываемые, так и давно открытые небесные тела, орбиты которых имеют перигельные расстояния, меньшие 1.33 а.е. Вследствие возмущений орбиты таких тел постоянно меняются и они могут перейти на орбиты, пересекающие орбиту Земли. Каталог астероидов, сближающихся с Землей (каталог АСЗ) содержит орбитальные данные, физические характеристики и некоторые другие сведения о наблюдениях именно таких тел.

Краткое описание каталога

При расчете каталога используется эфемерида DE403. Интегрирование производится методом Булирша-Штера. Исходные элементы берутся из MPC [1]. Параметр MOID (Minimum Orbit Intersection Distance – минимальное расстояние между орбитами) рассчитывается методом дихотомии. Нумерованные астероиды интегрируются до 2050 года, ненумерованные – до 2020 года. Частота обновления каталога – один раз в месяц. Каталог находится на сайте ИПА РАН и имеет адрес:

http://www.ipa.nw.ru/PAGE/DEPFUND/LSBSS/hazard/ (регистр имеет значение!)

Состав каталога

Данные каталога представлены в виде 5 отдельных таблиц: сведения о наблюдениях, орбитальные данные, физические характеристики, обстоятельства сближения, эфемериды.

• Состав таблицы «Сведения о наблюдениях»: номер, имя, дата открытия, обсерватория, количество оппозиций, количество наблюдений, дуга, среднеквадратическая ошибка, источник.

• Состав таблицы «Орбитальные данные»: номер, имя, MOID, звездная величина, средняя аномалия, долгота перицентра, долгота восходящего узла, наклон, эксцентриситет, среднее движение, большая полуось, перигелийное расстояние, афельное расстояние, тип астероида, эпоха.

• Состав таблицы «Физические характеристики»: номер, имя, H, G, диаметр, период вращения, колебания кривой блеска, U-B, B-V, таксономический класс.

• Состав таблицы обстоятельства сближения: номер, имя, дата сближения, звездная величина, расстояние, фаза, элонгация.

• Состав таблицы эфемериды: номер, имя, прямое восхождение, склонение, расстояние до Земли, скорость изменения прямого восхождения, скорость изменения склонения, скорость изменения расстояния до Земли, элонгация.

Возможности каталога

К каждой таблице каталога применимы следующие функции: исключение колонок, наложение разнообразных условий на колонки (равно / не равно, больше / меньше, задано / не задано, начинается с / заканчивается на, содержит / не содержит), сортировка (прямая / обратная). Существует возможность просматривать данные как в виде HTML-таблиц, так и в виде текста.

Примеры работы с каталогом

Далее приводятся примеры работы с каталогом.

Сведения	я о наблюдениях [Ф	<u>م ا</u>	итальнь	е данные 🔯	Физич	еские характе	ристин	<u></u>	Обстояте	ельства сближ	ения Ф
Эфемери	илы (Ф)										
ФИЛЬТО	выключен ГНастр	ойки ф	ильтра`	 1							_
Прыгнут	<u>ь вниз</u>	<u>В нач</u>	ало	Стран	ица Лаб	оратории			<u>Как те</u>	EKCT	į
описание • Nun Фотомет Предель Показате	nber - Номер астеря рический параметр ные по величине аг ель цвета • Class	оида ● наклон иплитуд ⊱Таксо	Name а (X=0.1 ы колеб ономиче	- Имя (или пр 15) ● D(km іаний кривой ский класс	редв. обо) - Диаме блеска –	зн.) ● Н - Абн зтр (км) ● Реп ▶ Albedo - Алн	солютн гіоd - Г ьбедо	іая зве Териод ● U-	адная ве д вращен В - Пока	еличина ● G ния (ч) ● Vai ззатель цвета	- riation - ● B-V
Number	Name	H.	G	D(km) P	eriod	Variation ▲▼	Albedo	U-B	B-V ▲▼	Class	
1036	Ganymed	9.45	0.30	41.0 1	.0.31	0.10-0.45	0.17	0.42	0.84	s	
433	Eros	11.16	0.46	(20.0) 5	.270	0.04-1.49	0.18	0.52	0.90	S	
1000	Townships a sec	10.00	24	12.0		0 70	0.04	0.40	0.00	C.L.	

Рис. 1. Таблица физических характеристик, отсортированная по диаметру астероидов.

<u>Све</u> Эфе	аения о наблю мериды ^[Ф]	дениях [Ф	l Opt	битальні	яе данн	ые фи	зически	е характе	ристики	[@] <u>06</u>	стоятель	ства сбли	кения	Ð
Фил	ьтр выключе	н [Настр	ойки ф	ильтра]										
Пры	гнуть вниз		<u>В нач</u>	ало	Сп	раница Л	аборат	ории		K	ак НТМ	L		In Englis
Описа	ние													
• (а.е орб дви Тип	Number - Но .) ● H - Абс иты ● Node жение (гр/сут астероида ●	мер астеро олютная з - Долгота си) • а - Epoch -	ида • вездная восхо, Больш Эпоха	Name ведичин цящего ул ая полус	-Имя(ил ⊪а ● М влаорби ксь ● q	и предв. - Средняя ты • In - Периге.	обозн.) і аномал сі. - Нак пийное	• МОІ іия • Е лон орб расстоян	D - Мини РепіУг. иты ● ф ие ● Q	імальное повое ра е - Эксці - Рассто	расстоя сстояние итрисит яние от	ние между перигели ет орбиты Солнца в	орбит я от уз • п афелии	ами ла - Среднее • Туре -
Numi	oer Name ▲▼	MOID	H.	M.	Peri.	Node	Ind.	e▲▼	"	a▲▼	9-	2.▼	Туре	Epoch
Number	Name	MOID	н	м	Peri.	Node	Inc.	e	n	a	a	о ту	pe Ep	och
433	Eros	0.14870	11.16	79.89	178.67	304.38	10.83	0.2229	0.5598	1.4580	1.1330	1.7831 A	n 20	08 11 30
719 887	Albert Alinda	0.18330 0.09312	15.8 13.76	251.54 313.54	155.80 350.33	184.06 110.57	11.56 9.35	0.5526 0.5668	0.2314	2.6279	1.1756	4.0801 A 3.8847 A	n 20 n 20	08 11 30 08 11 30

Рис. 2. Таблица орбитальных данных в текстовом виде.

Сведения о наблюдениях [Ф] Эфемериды [Ф]	<u>Орбитальные данные</u>	Физические характеристики [Ф] Обстоятельства сближения [Ф]
Настройки фильтра		
Отображать: © Все © Нумерованные С Ненумерованные	MCKINOVERTь NONMER: Number Name MOID H M Node Ind. e n a Q	Наложить условия: Колонка Оператор Операнд МОЮ м Гененше м 0.05 Н гененше 22 Добавить еще условне

Рис. 3. Настройки фильтра для таблицы орбитальных данных.

Сведения	о наблюдениях [Ф]	Орбита	льные д	анные	Физически	е характер	истики I	Ф] <u>Обстоятельства сближения</u> [Ф]	
Эфемери	<u>цы</u> [Ф]								
Фильтр включен [Настройкя Фильтра] Исключеня колоники: М. Рег., Node, n. q. Q. Еросh Уклавие: 14 минеи ²² 20 Уклавие: 14 минеи ²² 20 Отфильтровано строк: 3910, всего строк: 4789, осталось строк: 879									
Прыгнуть	вниз	<u>В начало</u>		<u>Страниц</u>	а Лабора	тории		<u>Как текст</u> <u>In Engli</u>	<u>sh</u>
писание									
• Num (a.e.) • полуось	ber - Номер астеро H - Абсолютная зв • Туре - Тип асте	ида • Na ездная вед ероида	mne-Им. ичина ●	я (или пред Incl На	дв. обозн.) аклон орби	• МОІД пы • е-	- Миниі Эксцин	чальное расстояние между орбитами триситет орбиты • а - Большая	
Number	Name		H	Ind.	e ▲▼	a •	Туре		
1566	Icarus	0.03481	16.9	22.85	0.8270	1.0778	Ар		
1620	Geographos	0.03041	15.60	13.34	0.3355	1.2456	Ар		
1862	Apollo	0.02570	16.25	6.35	0.5600	1.4700	Ар		

Рис. 4. Результат применения фильтра.

Заключение

В заключение — о наших планах по дальнейшему развитию этого направления исследований. Для тел, имеющих тесные сближения с Землей, предполагается дополнить данный каталог расчетами величины вероятности столкновений. При этом планируется рассчитывать эллипсоид рассеивания как в линейном приближении, так и с помощью методов статистических испытаний, позволяющих учитывать нелинейность распространения ошибки вдоль номинальной орбиты. Кроме того, планируется производить вычисления на основе только своих собственных численных теорий астероидов, поскольку это позволяет выполнить важное условие адекватности модели при определении орбит астероидов и при прогнозе их движения. При расчетах планируется использовать не только эфемериду DE, но и эфемериду EPM, разработанную в Институте прикладной астрономии.

Литература:

1. Minor Planet Center (http://www.cfa.harvard.edu/iau/mpc.html)

Физические характеристики

Флуктуации яркости шести комет 1999-2004 годов и их связь с солнечной активностью

Чурюмов¹ К.И., Филоненко² В.С., Чубко³ Л.С.

¹АО Киевского национального университета им. Т.Г.Шевченко, ²НИИ астрономии Харьковского национального университета им. В.Н.Каразина, ³Национальный авиационный университет, г.Киев E-mail: filonenko@astron.kharkov.ua

Построены и исследованы детальные кривые блеска комет C/1999 S4 (LINEAR), C/2001 Q4 (NEAT), C/2002 T7 (LINEAR), C/2002 V1 (NEAT), C/2004 Q2 (Machholz) и 153P/2002 C1 (Ikeya-Zhang). Определены фотометрические параметры H₀, H₁₀ и п этих комет и исследованы их флуктуации с изменением гелиоцентрического расстояния. Изучены особенности вспышечной активности этих комет. Проведено сравнение кривых блеска с вариациями чисел Вольфа. Для всех комет обнаружена связь отдельных вспышек блеска, а также резких падений блеска с изменением уровня солнечной активности.

Fluctuations of Brightness of Six Comets 1999-2004 and their Connection with the Solar Activity

Churyumov¹K.I., Filonenko²V.S., Chubko³L.S.

¹Astronomical Observatory of Taras Shevchenko Kiev National University, ²Astronomical Institute of V.N.Karazin Kharkov National University, ³National Aviation University, Kyiv

Detailed light curves of comets C/1999 S4 (LINEAR), C/2001 Q4 (NEAT), C/2002 T7 (LINEAR), C/2002 V1 (NEAT), C/2004 Q2 (Machholz) and 153P/2002 C1 (Ikeya-Zhang) are constructed and investigated. Photometric parameters H_0 , H_{10} and n of these comets are determined and their fluctuations with change of heliocentric distance are studied. Peculiarities of brightness outbursts activity of these comets are studied. Comparison of light curves with variations of the solar activity index - the numbers of Wolf – is made. For all comets connection of separate brightness outbursts, and also sharp decreasing of brightness with change of a level of solar activity is found out.

Введение

Построение кривых блеска и определение значений фотометрических параметров остается актуальной задачей кометной физики на протяжении многих лет. Исследование детальных кривых блеска позволяет проследить эволюцию комет и ее связь с активностью Солнца, изучать особенности физических процессов в кометах и физических условий в межпланетном пространстве.

В настоящей работе исследуются фотометрические особенности шести ярких комет, наблюдавшихся в 1999-2004 гг., а также представлены результаты сравнения колебаний их блеска с изменением уровня солнечной активности.

Наблюдательный материал и методика его обработки

Для построения кривых блеска были использованы ряды визуальных оценок интегрального блеска комет, опубликованные в журнале International Comet Quarterly. Всего было использовано около 10.5 тысяч наблюдений. Все оценки блеска были редуцированы на стандартную апертуру телескопа [1], после чего выводились среднесуточные значения видимого блеска *m*, кометы.

Эти значения были приведены к единичному геоцентрическому расстоянию Δ по формуле

$$m_{\Delta} = m_1 - 5 \lg \Delta \tag{1}$$

Кривые блеска комет аппроксимировались формулой С.В.Орлова:

$$m_{\Lambda} = H_0 + 2.5n \lg r \,, \tag{2}$$

где H_0 – абсолютная звездная величина кометы (блеск кометы на единичных гео- и гелиоцентрических расстояниях), n – фотометрический параметр, характеризующий темп изменения блеска кометы с гелиоцентрическим расстоянием r.

Были также найдены значения абсолютной звездной величины H_{10} , которую ввел С.К.Всехсвятский [2]:

$$H_{10} = m_{\Delta} - 10 \, \text{lg} \, r \tag{3}$$

Величина H_{10} важна для сравнения фотометрических особенностей комет между собой и для исследования вековых вариаций блеска коротко-периодических комет.

Кривые блеска и фотометрические особенности комет

Кривые блеска строились в координатах $(m_{\Delta}, \lg r)$ отдельно для доперигелийных и послеперигелийных ветвей и в координатах $(m_{\Lambda}, (t-T_{\alpha}))$ для





ей и в координатах $(m_{\Delta}, (t-T_q))$ для всего интервала наблюдений, где $(t-T_q)$ – разность в сутках между моментом наблюдения и моментом прохождения кометы через перигелий. Примеры построенных нами кривых блеска приведены на рис. 1.

Вблизи максимума, который наступил за 32 суток до перигелия, кривая блеска кометы C/1999 S4 довольно симметрична, но вблизи перигелия произошла вспышка блеска, ам-

Физические характеристики-

плитудой 0.^m8-0.^m9, после чего блеск начал резко падать и комета исчезла практически на глазах у наблюдателей. До перигелия значение параметра n изменялось трижды. Для кривой блеска кометы C/2001 Q4 характерны асимметрия относительно перигелия, значительное смещение максимума кривой блеска, симметричные относительно перигелия изменения параметра n. В перигелии у этой кометы также произошла вспышка. Асимметрична и кривая блеска кометы C/2002 T7, но ее максимум смещен незначительно (всего на -5.5 суток). Для кривой блеска этой кометы характерны пилообразные изменения интегрального блеска. Комета C/2002 V1 вблизи перигелия практически не наблюдалась из-за малой элонгации. Поэтому смещение максимума кривой блеска для этой кометы определяется неуверенно. Кривая блеска кометы асимметрична: до перигелия блеск нарастал быстрее, чем падал после перигелия.

Комета	Смещение макс. блеска	H_{0}	п	H_{10}	Число наблюд	цений
	- 32. ^d 0	$8.^{m}92 \pm 0.^{m}05$	1.70 ± 0.05	$7.^{m}20 \pm 0.^{m}14$	До перигелия	753
C/1999 S4 (LINEAR)		-	-	10.54 ± 0.18	После перигелия	162
		-	-	7.50 ± 0.15	Вся кривая	915
	- 26.5	5.90 ± 0.05	2.42 ± 0.06	4.39 ± 0.07	До перигелия	764
C/2001 Q4 (NEAT)		5.91 ± 0.03	3.22 ± 0.05	5.07 ± 0.06	После перигелия	798
				4.72 ± 0.05	Вся кривая	1562
	- 5.5	5.45 ± 0.03	2.77 ± 0.03	4.02 ± 0.05	До перигелия	977
C/2002 T7 (LINEAR)		6.06 ± 0.04	2.74 ± 0.10	5.99 ± 0.07	После перигелия	305
		-	-	4.60 ± 0.07	Вся кривая	1282
	+ 1.5	8.76 ± 0.06	4.43 ± 0.06	7.68 ± 0.08	До перигелия	819
C/2002 V1 (NEAT)		5.92 ± 0.04	2.65 ± 0.07	6.18 ± 0.13	После перигелия	64
		-	-	7.22 ± 0.09	Вся кривая	883
	-6.0	5.39 ± 0.09	3.47 ± 0.17	5.11 ± 0.03	До перигелия	1457
C/2004 Q2 (Machholz)		5.60 ± 0.05	2.91 ± 0.07	4.87 ± 0.03	После перигелия	1094
		-	-	4.97 ± 0.02	Вся кривая	2551
1520/2002	+ 1.0	6.88 ± 0.03	3.59 ± 0.06	7.00 ± 0.02	До перигелия	870
C1 (Ikeya-		6.63 ± 0.02	3.08 ± 0.06	5.96 ± 0.07	После перигелия	2404
Zinding)		-	-	6.22 ± 0.06	Вся кривая	3274

Таблица 1. Фотометрические параметры комет

Максимума блеска комета C/2004 Q2 достигла за 6 суток до перигелия. При этом кривая блеска довольно симметричная. На гелиоцентрическом расстоянии ~1.995 а.е. до и после перигелия произошло изменение параметра *n*. Кривая блеска новой периодической кометы 153Р/2002 C1 вблизи перигелия имеет симметричный вид и ее максимум смещен относительно перигелия не более, чем на $+1^{d}$. Как до, так и после перигелия происходили изменения параметра *n*. В Таблице 1 сведены найденные нами значения фотометрических параметров для всех рассматриваемых комет.

Влияние солнечной активности на кривые блеска комет

При сопоставлении кривых блеска комет с солнечной активностью необходимо учитывать взаимное пространственное расположение кометы, С/1999 S4 (LINEAR) С/2004 Q2 (Machholz) Земли и Солнца. Если вре-



Рис. 2. Сравнение сглаженных кривых блеска комет с изменениями чисел Вольфа.

солнечной активностью (Таблица 2). Для этих периодов проводилось сравнение сглаженных по 5 точкам кривых блеска комет с соответствующими кривыми изменения чисел Вольфа (пример такого сравнения приведен на рис. 2). Оказалось, что колебания блеска всех комет хорошо соответствуют



Рис. 3. Зависимости усредненного блеска комет от чисел Вольфа.

ходу изменения чисел Вольфа.

были определены периоды на-

блюдений изучаемых комет,

благоприятные для сравнения с

Однако, если для комет С/2001 Q4 (NEAT), C/2002 V1 (NEAT) и C/2004 Q2 (Machholz) максимумы чисел Вольфа соответствуют пикам (вспышкам) блеска этих комет, то для комет C/1999 S4 (LINEAR), C/2002 T7 (LINEAR) и 153P/2002 C1 (Ikeya-Zhang) максимумы солнечной активности совпадают с резкими падениями блеска кометы.

91

Физические характеристики

Для количественной оценки степени корреляционной связи активности комет с числами Вольфа вычислялись коэффициенты корреляции по методу О.В.Добровольского [3] (Таблица 2). Видно, что для всех комет корреляция значима.Были построены зависимости усредненных значений блеска комет от чисел Вольфа (пример таких зависимостей приведен на рис. 3). Для всех комет характер построенных зависимостей практически одинаков: при возрастании числа Вольфа от 0 до 40-50 блеск комет падает, при дальнейшем росте чисел Вольфа он начинает расти и достигает максимума при значениях W = 80 ÷ 120.

Комета	Период наблюдений	Δ <i>t</i> (временной сдвиг)	В (гелиограф. широта)	Коэффициент корреляции
C/1999 S4	2.11.99 - 16.12.99	$2.0^{d} \div -2.0^{d}$	$+13^{\circ} \div +15^{\circ}$	0.84 ± 0.10 (для минимумов блеска)
(LINEAR)	11.07.00 - 1.08.00	2.1 ÷ -2.3	+32 ÷ +12	0.80 ± 0.13 (для минимумов блеска)
C/2001 O4	13.09.03 - 17.11.03	1.3 ÷ -4.1	-55 ÷ -62	1 (для минимумов блеска)
(NEAT)	21.03.04 - 10.06.04	3.9 ÷ -4.2	-60 ÷ +30	0.62 ± 0.15 (для вспышек)
	20.10.04 - 1.12.04	3.9 ÷ -0.1	+70 ÷ +65	1 (для вспышек)
C/2002 T7	1.11.03 - 19.12.03	2.0 ÷ -2.0	$+11 \div +14$	0.8 ± 0.1 (для вспышек)
(LINEAR)	6.05.04 - 1.06.04	2.7 ÷ -2.0	-3 ÷ -20	1 (для минимумов блеска)
C/2002 V1 (NEAT)	29.11.02 - 25.12.02	-0.3 ÷ -2.1	-0.3 ÷ +3	0.67 ± 0.25 (для вспышек)
C/2004 Q2 (Machholz)	25.08.04 - 6.06.05	3.7 ÷ -4.1	-31 ÷ +31	0.75 ± 0.07 (для вспышек)
153P/2002 C1 (Ikeya- Zhang)	18.03.02 - 5.08.02	-4.1 ÷ 0 ÷ -4.1	+8 ÷ +20	0.84 ± 0.06 (для минимумов блеска)

Таблица 2. Приведение солнечных данных к центру комет и коэффициенты корреляции

При бо́льших значениях чисел Вольфа блеск комет снова начинает падать. Обнаруженный отклик активности ядер комет на определенный интервал значений чисел Вольфа, по-видимому, связан с особенностями срабатывания спускового механизма химических реакций, происходящих в кометных ядрах при данном уровне солнечной активности. Природа таких реакций, возможно, будет разрешена после успешных экспериментов посадочного модуля «Филы» на ядре кометы 67Р/Чурюмова-Герасименко, когда станет известна значительная часть набора родительских молекул, входящих в состав первичного вещества кометного ядра [4].

Заключение

На основе всех опубликованных оценок визуального интегрального блеска шести ярких комет 1999-2004 гг. построены и исследованы их детальные кривые блеска. Определены значения фотометрических параметров этих комет и смещения максимумов их кривых блеска относительно момента прохождения кометой перигелия. Обнаружены симметричные относительно перигелия изменения фотометрических параметров у всех комет. Для всех комет найдена значимая корреляция колебаний их блеска с изменением чисел Вольфа. Обнаружен немонотонный характер зависимости усредненного блеска всех исследовавшихся комет от чисел Вольфа.

Работа частично поддержана грантом Ф25.2/127 ГФФИ МОН Украины. Литература:

- 1. Morris C. S. On aperture corrections for comet magnitude estimates // Pub. Astron. Soc. Pacific. 1973. Vol. 85, N 506. P. 470-473.
- 2. Всехсвятский С.К. О яркости комет // Астрон. Журн. 1925. Том 2, № 3. С. 68-84.
- 3. Добровольский О.В. Кометы. // М.: Наука, 1966.
- 4. Churyumov K.I. Discovery, observations and investigations of comet 67P/ Churyumov-Gerasimenko in Kyiv // The new ROSETTA targets, 2004, Astrophysics and Kluwer acad. Publ. Collangelli et al. (eds). P.1-13

О некоторых проблемах, возникающих при прогнозировании противодействия кометно-астероидной опасности Савиных В.П., Краснорылов И.И.

Московский государственный университет геодезии и картографии E-mail: <u>svp@miigaik.ru</u>

Для обоснованного принятия решений, направленных на предотвращение возникающей кометно-астероидной опасности или минимизацию ее возможных последствий, решающее значение имеют точностные характеристики параметров потенциально опасного объекта и временной интервал, в течение которого должно быть принято решение.

В связи с этим, в развитие исследований, выполненных в [3], в докладе представлены результаты априорной оценки точности определения размеров астероидов, их масс и кинетической энергии, выделяющейся при столкновении опасного объекта с Землей. Для решения такой задачи были получены необходимые формулы. Определены некоторые направления дальнейших исследований.

On Some Problems Arising in Forecasting Actions Against Comet-Asteroid Impact Hazard

Savinykh V.P., Krasnorylov I.I. Moscow State University of Geodesy and Cartography E-mail: <u>svp@miigaik.ru</u>

[3] has described the most important problems that have to be solved within the framework of ensuring asteroid impact protection: the necessity of increasing the efficiency in detecting and accuracy in locating asteroids representing potential dangers; development of methods of forecasting their motion, determination of physical and chemical characteristics and timely taking of adequate measures for preventing their collisions with the Earth or minimizing their consequences.

The accurate parameter characteristics of a potentially hazardous object and the time interval during which the decision has to be made are of crucial importance for making well-founded decisions directed at preventing comet-asteroid impact hazard or minimizing its possible consequences.

In this connection, continuing the research performed in [3], the report presents the results of a priori location of asteroids, their sizes, masses and some other characteristics. Problems of further studies are formulated.

В литературе по проблемам кометно-астероидной опасности, например, в [1-3], представлены формулы, используя которые можно предвычислить обстоятельства столкновения опасного объекта с Землей, оценить последствия этого события и определить меры, позволяющие предотвратить или минимизировать последствия столкновения.

С точки зрения эффективного использования этих формул важное значение имеет точность результатов, которые могут быть получены с их помощью, что определяется ошибками исходных параметров.

В качестве таких параметров обычно выступают данные о координатах и составляющих скорости опасного объекта, его физико-химические характеристики (размер, форма, плотность, альбедо, таксонометрический класс). Не точное знание каких-либо параметров приведет к не адекватным оценкам и к ошибкам в прогнозе и в обосновании предлагаемых мер воздействия, может явиться причиной необоснованной паники и неоправданных расходов.

Поскольку в известных нам источниках, обычно, приводятся общие рассуждения о недостаточной точности упомянутых параметров, в данной работе получены формулы, позволяющие выполнить количественную оценку влияния отдельных составляющих погрешностей на последующие выводы.

Последствия, к которым приводит столкновение астероида или другого космического тела с Землей, определяется кинетической энергией, вычисляемой по формуле

$$\mathbf{E} = \frac{1}{2} \quad \mathbf{m} \, \mathbf{v}^2,\tag{1}$$

где m – масса астероида, а v – его скорость относительно Земли (геоцентрическая скорость).

Если массу выразить в кг, а скорость в м/с, то энергию по формуле (1) получим в Дж. Для перехода к значению кинетической энергии в мегатоннах следует иметь в виду, что 1 Дж = $0.2381 \ 10^{-15}$ Мт.

Исходя из (1), можно записать значение погрешности в определении кинетической энергии в зависимости от ошибок массы (Δ m) и скорости (Δ v).

$$\Delta \mathbf{E} = \mathbf{m} \mathbf{v} \ \Delta \mathbf{v} + \frac{1}{2} \ \mathbf{v}^2 \Delta \mathbf{m}.$$
 (2)

Для вычисления массы необходимо знать объем и плотность астероида. Если допустить, что астероид является шаром, то

$$m = \frac{\pi}{6} D^3 \rho$$
, где D – диаметр астероида. (3)

Если диаметр выразить в см, а плотность в г/см³, то массу получим в г. Обычно массу выражают в тоннах. Исходя из формулы (3), масса получится с погрешностью

$$\Delta m = \frac{\pi}{6} D^3 \Delta \rho + \frac{1}{2} \pi D^2 \rho \Delta D.$$
(4)

В свою очередь, диаметр D в км можно определить на основе фотометрических наблюдений, представляя в функции геометрического альбедо (р) и абсолютной звездной величины объекта (H) в лучах V [4]

$$lgD = 3.122 - 0.5lgp - 0.2H.$$
 (5)

При таком подходе диаметр астероида определится с погрешностью $\Delta D = -0.5 \frac{D}{p} \Delta p - 0.46 D \Delta H,$ (6)

где Δp – ошибка определения геометрического альбедо, а ΔH – ошибка, с которой известна абсолютная звездная величина.

Вместо (5) можно использовать формулу

$$D = 1329 \text{ p}^{-0.5} \text{ 10}^{-0.2 \text{ H}}, \tag{7}$$

Физические характеристики

где D получится также, как и в (5) в км, а вместо 3.122, как было в (5), введено число 3.1235, соответствующее принятому в программе IRAS [5].

В этом случае погрешность диаметра можно представить в виде

$$\Delta D = -664.5 \text{ p}^{-1.5} 10^{-0.2 \text{ H}} \Delta p - 612.0 \text{ p}^{-0.5} 10^{-0.2 \text{ H}} \Delta H.$$
(8)

Замена диаметра D в (3) выражением (7) приводит, как показано в [2], к формуле для массы в функции геометрического альбедо в лучах V, абсолютной звездной величины астероида, и его плотности (р)

$$m = \frac{\pi}{\epsilon} 1329^3 \ 10^{-0.6 \, \text{H}} \, \text{p}^{-1.5} \text{p}. \tag{9}$$

Формулу (9) можно также записать в виде:

$$m = 1228.44 \ 10^{6} \ p^{-1.5} \ 10^{-0.6 \ H} \rho \qquad . \tag{10}$$

Исходя из (10), для вычисления погрешности массы получим

$$\Delta m = 1228.44 \ 10^{6} \ p^{-1.5} \ 10^{-0.6 \ H} \ \Delta \rho - 1843.59 \ 10^{6} \ p^{-2.5} \ 10^{-0.6 \ H} \ \Delta p - - 1698.32 \ 10^{6} \ p^{-1.5} \ 10^{-0.6 \ H} \ \rho \ \Delta H.$$
(11)

Поскольку при получении формул (9) – (11) исходили из того, что диаметр астероида задается в км, при расчетах с их использованием следует плотность р выразить в соответствующих единицах.

С помощью формул (2), (4), (6), (8) и (11) можно, при наличии необходимых исходных данных, выполнить расчеты и получить значения ошибок, с которыми будут определены диаметр, масса астероидов и кинетическая энергия, выделяющаяся в случае столкновения с Землей.

Такие расчеты были проведены и были получены точностные оценки некоторых параметров, используемых при прогнозировании возможных столкновений астероидов с Землей.

Для задания исходных денных в отдельных случаях использовались результаты, приведенные в работах [2, 6 - 8].

Ошибка определения диаметра астероида оценивалась с помощью формул (6) и (8). При этом рассматривались астероиды разных размеров, разных таксонометрических классов (C, S, M и [E, V, R]), для погрешностей геометрического альбедо и абсолютной звездной величины были приняты значения $\Delta p = 0,02$ и $\Delta H = 0,1$. Результаты вычислений приведены в таблице 1. Как следует из этой таблицы, особенно большие значения ΔD получились для углистых астероидов, для которых значение альбедо составляет ~ 0.06.

Для значений р = 0.06 и р = 0.12 преобладающее влияние оказывает погрешность в значении Δp , а влияние ΔH оказалось в два раза меньше. Для р = 0.18 влияние Δp и ΔH получилось примерно одинаковым, для р = 0.40 составляющая с ΔH получилась в два раза большей, чем с Δp .

				I I I I				
Диаметр астероида,	Ошибка определения диаметра, ΔD км							
D KM	p = 0,06	p = 0,12	p = 0,18	p = 0,40				
0.1	0.022	0.013	0.011	0.007				
0.2	0.042	0.026	0.020	0.014				
0.5	0.106	0.065	0.051	0.035				
1.0	0.213	0.129	0.102	0.071				
5.0	1.063	0.647	0.508	0.355				
10.0	2.127	1.293	1.016	0.710				

Таблица 1. Ошибки определения диаметров астероидов

Ошибка определения массы вычислялась с помощью формул (4) и (11) только для углистых астероидов, учитывая, что для этого класса объектов значение диаметра определяется с большей погрешностью, чем для других таксонометрических классов. При этом полагали, что $\rho = 1.3$ г/см³, $\Delta \rho = 0.2$ г/см³, а значения ΔD были взяты из таблицы 1. Результаты вычислений представлены в таблице 2.

Диаметр	Масса	Ошибка
астероида	астероида	определения
D км	т тонн	массы, Ат тонн
0.1	6.81*10 ⁵	5.54*10 ⁵
0.2	5.44*106	4.27*106
0.5	8.51*107	6.72*10 ⁷
1.0	6.81*10 ⁸	5.40*10 ⁸
5.0	8.51*1010	6.74*10 ¹⁰
10.0	6.81*1011	5.39*1011

Таблица 2. Ошибки определения массы углистых астероидов (р= 1,3 г/с)м³

Как следует из этой таблицы, масса астероида и ее ошибка примерно одинаковые величины, причем доля ошибки Δm , обусловленная неточным знанием диаметра D, составляет ~ 80%.

Далее по формуле (2) была вычислена погрешность значения кинетической энергии, выделяющейся при столкновении углистого астероида с Землей. В формуле (2) были использованы следующие значения параметров: $\rho = 1.3$ г/см³, $\Delta \rho = 0.2$ г/см³, v = 20 км/с, $\Delta v = 2$ км/с. Значения ΔD для астероидов разного диаметра были взяты из таблицы 1. Результаты вычислений представлены в таблице 3. Данные, представленные в таблице 3, свидетельствуют о том, что $\Delta E \sim E$. Кроме того, было установлено, что для заданных исходных данных доля ошибки ΔE , обусловленная неточным знанием массы астероида, составляет ~ 80%.

Согласно имеющимся данным [1,2], астероиды, в большинстве случаев, имеют неправильную форму. Наиболее адекватной их аппроксимацией является не шар, а трехосный эллипсоид. Например, астероид Toutatis (4179), открытый в 1989 г. имеет размеры 4.60 х 2.40 х 1.92 км. Есть

Физические характеристики-

астероиды близкие по своей форме к эллипсоиду вращения. Такими являются: открытый в 1951 г. Geographos (1620), размеры которого составляют 5.11 x 1.98 x 1.98 км, и открытый в 1991 г. Golevka (6489) с размерами 0.35 x 0.25 x 0.25 км.

Таблица3. Ошибка определения величины кинетической энергии, выделившейся при столкновении астероида с Землей

Диаметр астероида, D км	Энергия, выделившаяся при столкновении, Е Мт	Ошибка определения значения энергии, ∆Е Мт
0.1	32.43	32.82
0.2	25.90*10 ¹	25.51*10 ¹
0.5	40.52*10 ²	40.10*10 ²
1.0	32.43*10 ³	$32.20*10^3$
5.0	40.52*105	40.20*105
10.0	32.43*106	32.15*106

Для вычисления объема эллипсоида вращения используется формула

$$V = \frac{4}{3}\pi \ a \ b^2, \tag{12}$$

объем трехосного эллипсоида определяется формулой

$$V = \frac{4}{3} \pi a b c$$
, где a, b, c – полуоси эллипсоидов. (13)

С помощью формул (12) и (13) соответственно были вычислены объемы упомянутых астероидов, которые оказались равными: $V_{_{4179}} = 16.879 \text{ км}^3$, $V_{_{1620}} = 23.760 \text{ км}^3$ и $V_{_{6489}} = 0.0115 \text{ км}^3$. Если предположить, что эти небесные тела имеют форму шара с радиусом, равным

 $R = \frac{a+b+c}{3}$ или $R = \frac{a+2b}{3}$,

то их объемы будут равны соответственно: $V_{4179} = 13.764 \, {\rm km}^3, V_{1620} = 14.470 \, {\rm km}^3$ и $V_{6489} = 0.012 \, {\rm km}^3$. Если учесть, что два из трех астероидов относятся к таксонометрическому классу S, а один – Q, то можно принять их плотность $\rho = 2.7 \, {\rm г/cm}^3$ [9]. Следовательно, различие в объемах, полученных при шаровой и эллипсоидальной аппроксимациях, приведет в соответствии с формулой

$$\Delta m = \rho \Delta V \tag{14}$$

к расхождению в значениях массы объектов: $\Delta m_{4179} = 8.41 \times 10^9$ т, $\Delta m_{1620} = 25.08 \times 10^9$ т и $\Delta m_{6489} = 1.08 \times 10^6$ т.

Расхождение в значении массы приведет к разнице в оценки величины кинетической энергии, которая выделится при столкновении астероида с Землей. В соответствии с формулой

$$\Delta \mathbf{E} = \frac{1}{2} \mathbf{v}^2 \,\Delta \mathbf{m},\tag{15}$$

Околоземная астрономия - 2007

принимая $v_{4179} = 15.8$ км/с, $v_{1620} = 16.34$ км/см и $v_{6489} = 14.76$ км/с [2], получим: $\Delta E_{4179} = 2.50 \times 10^5$ Мт, $\Delta E_{1620} = 7.97 \times 10^5$ Мт и $\Delta E_{6489} = 2.8 \times 10^1$ Мт.

Таким образом, приведенные в статье результаты свидетельствуют о том, что для получения обоснованного прогноза обстоятельств столкновения опасного тела с Землей необходимо получение более точных данных о размере, массе и физико-химических свойствах потенциально опасных астероидов, а также их скорости в момент столкновения с Землей. По мере разработки новых методик, совершенствования измерительной техники и получения более точных параметров, необходимых для выполнения прогностических расчетов, для точностных оценок могут применяться приведенные выше формулы. Кроме того, уже сейчас можно провести дополнительные вычисления для астероидов разных таксонометрических классов и разных размеров.

Важной задачей является оценка точности определения положений и скоростей астероида на разных участках орбиты, разработка для этого соответствующего математического аппарата, особенно для случаев тесного сближения астероида с Землей. В частности, важно детально рассмотреть вопрос о точности определения так называемого прицельного расстояния.

Литература:

- *1. Микиша А.М., Смирнов М.А., Барабанов С.И. и др.* Угроза с неба: рок или случайность. М.: Космосинформ, 1999.
- 2. Виноградова Т.А., Железнов Н.Б., Кузнецов В.Б. и др. Труды ИПА РАН. Вып. 9. Каталог потенциально опасных астероидов и комет. СПб.: ИПА РАН, 2003.
- 3. Савиных В.П., Рыхлова Л.В., Краснорылов И.И. Астероидная опасность: задачи, требующие решения. Известия вузов. Геодезия и аэрофотосъемка, №1, 2007.
- 4. Под ред. Н.С. Самойловой Яхонтовой. Малые планеты. М.: Наука, 1973.
- Fowler J.W. and Chillemi J.R. IRAS asteroid data processing. // In Tedesco E.F., Veeder G.J., Fowler J.W, Chillemi J.R. The IRAS Minor Planet Survey. Final Report. Phillips Laboratory PL TR 92 2049, Chapter 4, 1992.
- Лупишко. Д.Ф. Улучшенные альбедо и диаметры астероидов. Астрономический вестник, т. 32. 1998.
- 7. *Veeder G.J., and Tedesco E.F.* Results from the IRAS Minor Planet Survey. In Tedesco E.F., Veeder G.J., Fowler J.W. Chillemi J.R. The IRAS Minor Planet Survey. Final Report. Phillips Laboratory PL TR 92 2049, Chapter 7.1992.
- 8. Tedesco E., Noah P.V., Noah M., Price S.D. The supplemental IRAS minor planet survey. Astron. J., v.123. 2002.
- Standish E.M. Recommendation of DE405 for the 2001 Mars Surveyor mission and for Cassini. Interoffice Memorandum, 312, F – 00 – 107.2000.

Болидный поток раскаленного аэрозоля - новый поражающий фактор, сопровождающий падение кометного обломка Дмитриев Е.В.

E-mail: evdmitriev@gmail.com

Полет Тунгусского метеороида в атмосфере закончился его квазимнгновенным диспергированием на мельчайшие частицы, в результате чего образовалось болидное облако раскаленного аэрозоля, обладающего отрицательной плавучестью. Облако подобно пирокластическому потоку обрушилось на эпицентр катастрофы, вызвав повсеместный ожог растительности.

A Flow Consists of Bolides Mixes Heated Aerosol are the New Striking Factor Accompanying Falling of Cometary's Debris Dmitriev E.V. E-mail: evdmitriev@gmail.com

The flight of Tunguska meteorite in atmosphtre was finished as almost suddenly dispersion on the smallest particles. Therefore it was formed as a bolides cloud of the heated aerosol having negative buoyancy. The cloud was similar as classical burning flow that has fallen upon an epicenter of accident, having universal burn of vegetation.

Проведенными исследованиями установлен факт массированного выпадения кометной пыли на эпицентр катастрофы [1], на что указывает присутствие в почвах большого количества кометных маркеров - стримергласов. Стримергласы были исследованы А.В. Моховым (ИГЕМ) на сканирующем электронном микроскопе. Оказалось, что они практически состоят из одной кремнекислоты, т.е. лешательерита. По морфологии они похожи на осколки стекловидных нитей, что позволяет легко обнаруживать в почвах.

Однако возникает вопрос, каким образом кометная пыль оказались в эпицентре, а не была вынесена в стратосферу восходящими потоками горячего воздуха, нагретого взрывом метеороида? Поиск ответа на этот вопрос позволил выявить новый поражающий фактор – болидный поток раскаленного аэрозоля. Вначале предполагалось, что в результате интенсивного диспергирования в нижних слоях атмосферы кометные обломки трансформируются в болидную струю аэрозоля, действующую на местность в направлении полета болида, и таким образом кометная пыль в составе струи аэрозоля выпала на эпицентр катастрофы [2,3]. Для проверки этой идеи были выданы исходные данные опытному полевому исследователю Тунгусского метеорита С.В. Кривякову. Им были взяты 10 проб грунта (на глубину 10 см) возле стояков - деревьев, погибших при катастрофе - с целью определения направления струи. Пробы брались на трассе г. Стойковича – западный берег Южного болота. Считалось, что со стороны действия болидной струи количество стримергласов возле комля стояков в грунте будет значительно больше, чем с противоположной [3]. К сожалению, из-за наличия выступающих боковых корней выполнить поставленную задачу не удалось. Основная масса кометных маркеров - стримергласов благодаря процессам осадконакоплениям и фильтрационных свойств почв «застряла» на глубинах грунта 0-6 см. Максимальная плотность стримергласов составила 804 шт./см² на предметном стекле микроскопа (один точечный замер дал значение 1800 шт./см²), минимальная - всего 6 шт./см². Однако, в тоже время, были выявлены некоторые особенности выпадения кометной пыли на местность. Так, например, обнаружена тенденция возрастания плотности пыли в направление эпицентра катастрофы, а также ее мозаичность, вплоть до наличия «ураганных проб». Эти данные, а также более глубокое изучение наблюдений Л.А. Кулика особенностей ожоговых повреждений стволов деревьев, побудили автора пересмотреть предложенный выше механизм образования болидной струи аэрозоля. Второй вариант находится в хорошем согласии с наиболее обоснованным механизмом квазимгновенного разрушения кометного обломка высотах 5-10 км.

В свое время известный исследователь Тунгусского метеорита, астроном И.Т. Зоткин, исследуя механизм разрушения метеорита в атмосфере, предположил, что «тело до определенных нагрузок сохраняло свою целостность, а затем сразу же рассыпалось на мелкие частицы. Такое поведение свойственно, например, закаленному стеклу, или слабо связанным песчаникам» [4]. Очень похоже на то, что для предположения И.Т Зоткина можно найти реальное обоснование. По мнению автора, Тунгусский метеорит представлял собой ком смерзшегося аэрозоля. Однако связующая составляющая - вода и смерзшиеся газы - из-за близкого сближения метеороида с Солнцем (его орбита, связанная с метеорным потоком β-Таурид, заходит даже внутрь орбиты Меркурия) в значительной мере были им утеряны. А так как основная масса метеороида, согласно проведенным автором исследованиям, была представлена мелкозернистым песчаником – алевролитом [3], то прочность тела оказалась явно недостаточной, для противодействия высоким аэродинамическим нагрузкам в нижних слоях атмосферы, и оно в какой-то момент быстро рассыпалось на мельчайшие частицы.

Таким образом, в процессе такого квазимнгновенного разрушения метеороида образовалось сильно нагретое болидное облако аэрозоля, которое, несмотря на высокую температуру, по-видимому, обладало **отрицательной плавучестью** из-за насыщенности воздуха тяжелыми пылевыми частицами. Подобно пирокластическому потоку, оно устремилось вниз, и продолжая двигаться вдоль траектории болида по инерции, растекаясь во все стороны от некого центра, вызвало повсеместный равномерный ожог растительности, который так удивил Л.А. Кулика: «Струею огненной из раскаленных газов и холодных тел метеорит ударил в котловину с ее холмами, тундрой и болотами». В своих работах он также отмечал, что такой ожог не свойственен пожарам. И неважно, как образовалось это нагретое облако - от взрыва вулкана или взрыва метеороида - оно будет обладать высоким поражающим воздействием на местность. Здесь уместно вспомнить взрыв Везувия и последующая мгновенная гибель жителей Геркуланума и Помпей или, например, моментальная гибель в 1902 г. 29 500 человек, проживающих возле вулкана Бонпеле. И в том и в другом случае причина их гибели стали спустившиеся с вершин вулканов пирокластические потоки.

В районе Тунгусской катастрофы действие горячего аэрозоля не было таким катастрофическим. Это связано, по-видимому, с большей высотой образования облака и ее опусканием не по склонам вулканических гор, а по вертикали, т.е. сквозным прохождением атмосферы, что способствовало подмешиванию в облако холодного воздуха. Судя по наличию повсеместного ожога, температура струи все-таки была около 300°С. Внешне эта картина должна быть схожа с мощным кучевым облаком темно-серого цвета с крупной торнадоподобной воронкой, в которой происходило опускание к земле раскаленного аэрозоля. В дальнейшем он растекался широким потоком во все стороны от некого центра, обжигая крону и стволы поваленных и стоящих на корню деревьев, наземную растительность и лесную подстилку. Поэтому, в дальнейшем, болидную струю аэрозоля есть смысл называть *болидным потоком аэрозоля* (*БПА*), что более верно отображает физику процесса.

Лучистый ожог от высотного взрыва метеороида не в состоянии объяс-нить все особенности повсеместного ожога, если учесть, что его действие на местность произошло еще до падения деревьев под действием ударных волн, т.е. весь подлесок, почвенный покров и стволы деревьев были экранированы их кронами. Так как скорость БПА была значительно меньше скорости звука, о чем свидетельствуют оставшиеся на корню в эпицентре стояки, то к моменту его прихода лес был уже повержен ударными волнами. Особенно хорошо можно объяснить происхождение т.н. «птичьего коготка» – обугленного края сломанной ветки. «Нет излома без ожога» - так писал Л.А. Кулик. Этот факт красноречиво свидетельствует о воздействии горячей струи на край уже сломанной ветки. Наличие «птичьего коготка» прослеживается на расстояниях до 7 км от эпицентра, что можно принять за границу воздействия горячего БПА. Имеется еще одна деталь, подмеченная Куликом. Несмотря на прошедшие с момента падения 20 лет, он с удивлением обнаружил, что в районе катастрофы почти полностью отсутствовали животные, при этом "прилегающие районы буквально кипели жизнью". По утверждениям эвенков у них в районе ка-тастрофы погибли все олени. Было бы естественно ожидать, что прошедшие 20 лет - срок вполне достаточный для восстановления фауны. Однако этого не произошло, на что, по-видимому, были какие-то причины, и связаны они, вероятно, с природой комет. Согласно спектральным анализам комет кроме воды в их ядрах обнаружены ядовитые соединения азота и углерода, например, угарный газ, циан, аммиак и т.п. Кроме того, высокие температуры, сопутствующие разрушению в атмосфере космического тела, должны привести к появлению большого количества окислов азота. Вся эта горячая и ядовитая смесь, обедненная кислородом, обрушилась на центр катастрофы, вызвав тем самым гибель фауны. По-видимому, запах этих ядов за 20 лет полностью не выветрился из почвы и отпугивал зверей. Наиболее вероятно, что БПА был основной причиной гибели оленей, так как ни световой импульс, ни ударные волны не могли вызвать их поголовный падеж. Жители ближайшего населенного пункта, фактории Ванавара, также подверглись воздействию БПА, но уже значительно ослабленного расстоянием (65 км) – «с севера пронесся мимо изб горячий ветер».

Наличие кометных маркеров в почвах района Тунгусской катастрофы, является важным, но еще недостаточным звеном в цепи доказательств кометной природы метеороида. Окончательную точку в этом вопросе можно поставить только после обнаружения его осколков.

В научной и популярной литературе постоянно тиражируется информация, что до сих пор ни одного миллиграмма Тунгусского метеорита не найдено. Однако, по мнению автора, начиная со времен Л.А. Кулика, кометные осколки и частицы регулярно находили, но по своим характеристикам они не вписывались в прокрустово ложе классической метеоритики, и поэтому не привлекли внимание исследователей. Можно привести внушительный перечень публикаций, в которых описаны находки стекол, шлаков, остроугольных и остроосколочных частиц, которые, скорее всего, имеют самое прямое отношение к Тунгусскому метеориту [5, 6, 7, 8, 9 и др.]. Данные по составу некоторых найденных объектов показывают, что они вполне могут считаться кометными метеоритами, согласно предложенной классификации [2].

Для выявления всей номенклатуры выпавших осколков и частиц Тунгусского метеорита необходимо. Во-первых, детально исследовать частицы (по сути дела они являются частицами кометной пыли), входящих в состав осколка орбитального попутчика Тунгусского метеорита - ионессита-алевролита [3]. Точно такие же частицы наблюдаются наряду со стримергласами в поверхностных пробах грунта эпицентра Тунгусской катастрофы. Во-вторых, провести микрозондирование имеющихся в наличие у исследователей частиц стекол и шлаков, например [9], и провести сравнительный анализ с данными по другим падениям кометных осколков [2]. В-третьих, начать сбор частиц миллиметровых размеров и более крупных объектов в эпицентре катастрофы, используя рекомендации, см. работы [2, 4, 5].

Как только начнут обнаруживаться частицы или объекты, имеющие состав высококалиевых кометных пемз [2], то можно уже более уверенно утверждать, что 30 июня 1908 г. в районе Подкаменной Тунгуски упал обломок эруптивной кометы. Для выявления характера действия БПА на местность и распределения плотностей выпавшей там кометной пыли необходимо снять густую сетку поверхностных проб грунта в эпицентре катастрофы. Пробы брать в лесных массивах и исследовать их на наличие кометных маркеров. Поиск кометных частиц миллиметровых размеров лучше всего вести на площадях, где преобладают ураганные пробы, по методике [10]. Для определения направлений струй болидного потока исследовать стояки по рекомендациям, изложенным в работе [3]. Также необходимо провести математическое моделирование сценария взрывоподобного разрушения кома мелкозернистого песчаника, образования мощного болидного облака горячего аэрозоля, и характер его последующего воздействия на местность. Сейчас уже имеется отправная точка, которая будет ограничивать число предлагаемых моделей – температура, образовавшей при взрыве смеси не должна превышать 1400 °C. При просмотре огромного количества стримергласов, не было встречено ни одного искривленного или оплавленного, значит, они не подверглись нагреву свыше 1400 °C, что соответствует начальной температуре размягчения лешательерита.

И так, с момента падения Тунгусского метеорита прошло 100 лет – срок более чем достаточный для решения его проблемы. Однако, до сих пор не получен убедительный ответ на вопрос, а что же все-таки упало? Уже этот факт красноречиво свидетельствует, что в рамках классической метеоритики и наиболее устоявшихся взглядов на природу комет решения проблемы не существует. Автор в своих статьях неоднократно отмечал, что *решение проблемы Тунгусского метеорита возможно* **только** при условии коренного изменения взглядов на природу комет, так как он согласно проведенным исследованиям оказался обломком ядра эруптивной кометы [3].

Литература

- Дмитриев Е.В. "Концепция трех гипотез" ключ к решению проблемы Тунгусского метеорита // Околоземная астрономия и проблемы изучения малых тел Солнечной системы. Тезисы докл. Гор. Обнинск, 25-29 октября. 1999. С.30-31.
- 2. Дмитриев Е.В. Кометная метеоритика и природа комет // Околоземная астрономия 2005. Сборник трудов конференции. Казань, 2006, с. 62–74.
- 3. Дмитриев Е. Посмертный выдох огнедышащего дракона (К столетию Тунгусского метеорита) // Техника-молодежи, 2006, № 4, с. 16-19.
- 4. Зоткин И.Т. Проблемы Тунгусской катастрофы // Астрономический календарь на 1990 г. М.: Наука. 1989, с. 247-259.
- 5. *Кулик Л.А.* Данные по Тунгусскому метеориту к 1939 г.//ДАН. 1939. XXII. N 8. С. 520-524.
- 6 Кирова О.А., Заславская Н.И. Некоторые данные о распыленном веществе из района падения Тунгусского метеорита // Метеоритика. Вып. XXVII. 1966. С. 119-127.
- 7. Анфиногенов Д.Ф., Будаева Л.И., Дорошин И.К. О поисках слабоизмененного вещества Тунгусского метеорита // Тунгусский вестник, 2000, № 12. Изд. Томского ун-та, с. 61-62.
- Долгов Ю.А., Васильев Н.В., Шугурова Н.А., Лаврентьев Ю.Г., Гришин, Львов Ю.А. Состав микросферул из торфов района падения Тунгусского метеорита // Метеоритика, 1973, с. 147-149.
- 9. Голенецкий С.П., Степанчук В.В. Кометное вещество на Земле // Метеоритные и метеорные исследования Новосибирск: Наука, 1983. с. 99-122.
- Дмитриев Е.В. Методика обнаружения выпавшего на Землю вещества эруптивных комет // Околоземная астрономия XXI века. М.: ГЕОС, 2001. С. 314-321

104

Динамика малых тел Солнечной системы

Источники околоземных комет Емельяненко В.В. Южно-Уральский государственный университет E-mail: vvemel@susu.ac.ru

Даются оценки вклада различных источников в популяцию околоземных комет. Результаты основаны на модели внешней части Солнечной системы, учитывающей действие планетных, звездных и галактических возмущений в течение 4.5 миллиардов лет. Параметры модели соответствуют основным динамическим характеристикам различных наблюдаемых классов кометных тел (транснептуновые объекты, кентавры, короткопериодические и долгопериодические кометы).

Показано, что ~ 10^{12} комет с H_{10}
<10.9 в облаке Оорта (большая полуось $a > 10^3$ а.е.) являются источником наблюдаемого потока почти параболических комет. Объекты из облака Оорта дают также значительный вклад в популяцию комет семейства Юпитера. Они достигают короткопериодических орбит путем постепенного перехода из внешней части Солнечной системы в околоземное пространство, при этом динамическая эволюция включает этап их пребывания на орбите кентавров. Похожий механизм действует и для захвата комет галлеевского типа, в дополнение к хорошо известному процессу диффузии больших полуосей при малых перигелийных расстояниях.

Sources of Near-Earth Comets Emel'yanenko V.V. South Ural State University

Estimates of the contribution of different sources to near-Earth comets are given. The results are based on a model of the outer Solar system accounting for planetary, stellar and Galactic perturbations for 4.5 Gyr. Parameters of this model are consistent with basic dynamical characteristics of various observed classes of cometary bodies (trans-Neptunian objects, Centaurs, short-period and long-period comets).

This study shows that ~ 10^{12} comets with H₁₀<10.9 in the Oort cloud (semimajor axes $a > 10^3$ AU) are a source of the observed near-parabolic flux. Objects from the Oort

cloud provide also a substantial contribution to the Jupiter-family comet population. They reach short-period orbits by means of a gradual transfer from the outer Solar system to near-Earth space, the dynamical evolution including a Centaur stage. A similar mechanism operates, in addition to the well-known diffusion process at small perihelion distances, for the production of Halley-type comets captured from the Oort cloud.

Введение

В околоземном пространстве наблюдаются кометы, принадлежащие различным динамическим классам. Обычно их подразделяют на долгопериодические (с периодом обращения вокруг Солнца P < 200 лет) и коротко-периодические кометы (P < 200 лет).

В первом классе выделяют так называемые "новые" кометы и эволюционировавшие кометы. "Новые" кометы создают поток почти параболических комет, вбрасываемых в планетную область с окраины Солнечной системы. Существование источника комет за пределами ~10⁴ а.е. является в настоящее время надежно установленным наблюдательным фактом. Пик в распределении наблюдаемых долгопериодических комет в области больших полуосей $a > 10^4$ а.е. является очень узким по сравнению с типичной величиной планетных возмущений за один оборот вокруг Солнца (см., например, [1]). Это свидетельствует о том, что большинство наблюдаемых комет с $a > 10^4$ а.е являются действительно новыми, то есть совершают первое прохождение вблизи Земли. Данный факт впервые был отмечен в работе Оорта [2], и указанный источник комет получил название облака Оорта.

Класс короткопериодических комет содержит кометы семейства Юпитера и кометы галлеевского типа. В современной классификации эти объекты предпочитают разграничивать по значению параметра Тиссерана T по отношению к Юпитеру [3]. Для комет семейства Юпитера T > 2. Подавляющее большинство этих объектов имеют P < 20 лет и афелии орбит, расположенные вблизи орбиты Юпитера. Для комет галлеевского типа (т.е. с орбитами, похожими на орбиту кометы Галлея) T < 2. Эти объекты имеют в основном 20 < P < 200 лет. Но основная причина такого разделения короткопериодических комет состоит в больших различиях наклонов орбит. Кометы семейства Юпитера движутся по прямым орбитам с малыми наклонами к плоскости эклиптики, а кометы галлеевского типа имеют как прямые, так и обратные орбиты с разнообразными наклонами.

Основной целью данной работы является выяснение структуры тех источников во внешней части Солнечной системы, из которых кометы приходят в околоземное пространство.

Модель

В недавней работе [4] было установлено, что распределение комет в результате эволюции в течение 4.5 миллиардов лет приобретает характерный вид, показанный на рис. 1 и 2, если предполагать образование комет









в планетной области. Основные особенности этого распределения слабо зависят от начальных динамических характеристик тел на первых этапах формирования Солнечной системы и определяются главным образом длительным действием планетных, звездных и галактических возмущений.

Анализ распределений, представленных на рис. 1 и 2, который был проведен в работе [4], показывает, что данная модель естественно объясняет существование как кометного облака, так и транснептуновых объектов на орбитах с большими эксцентриситетами, кентавров и короткопериодических комет. Ниже обсуждаются вопросы взаимосвязи различных классов кометных объектов в Солнечной системе и даются оценки числа этих объектов.

Динамическая структура внешней части Солнечной системы

Из проведенного моделирования следует, что облако Оорта является естественным результатом длительной динамической эволюции объектов, выбрасываемых из планетной области. В результате действия звездных и галактических возмущений орбиты большинства объектов расположены в настоящее время далеко от планетной области, и лишь некоторые из них могут переходить на почти параболические орбиты. Наряду с внешней частью облака Оорта ($a > 10^4$ a.e.), откуда в настоящее время наблюдается поток "новых" комет, существует и внутренняя часть облака Оорта ($10^3 < a < 10^4$ a.e.), из которой кометы могут напрямую вбрасываться в околоземное пространство только при редких проникновениях звезд в эту область [5]. Во внешней части облака Оорта орбиты имеют изотропное распределение, а при $a < 8 \times 10^3$ а.е. заметно преобладание прямых орбит.

Некоторые объекты, перигелии орбит которых расположены достаточно близко к планетной области, проникают из облака Оорта в область $a < 10^3$ a.e., образуя класс транснептуновых объектов, движущихся по орбитам с большими эксцентриситетами. В настоящее время уже обнаружено более сотни таких объектов. Хотя некоторые объекты могли остаться в транснептуновой области на орбитах с большими эксцентриситетами с начальных этапов формирования Солнечной системы, проведенное исследование показывает, что облако Оорта дает значительный вклад в этот класс объектов.

Объекты облака Оорта могут попадать и в область внешних планет, пополняя класс кентавров. Детальный анализ показал, что это может происходить как непосредственно путем прямого изменения перигелийных расстояний под действием звездных и галактических возмущений, так и в результате длительной эволюции под действием планетных возмущений через стадию транснептуновых орбит с большими эксцентриситетами. В дальнейшем большинство кентавров выбрасываются планетами из Солнечной системы, а некоторые могут достигать короткопериодических орбит. В последнем случае они в основном образуют класс комет семейства Юпитера, хотя относительно малая доля может захватываться и на орбиты комет галлеевского типа. Таким образом, давно известный диффузионный механизм происхождения комет галлеевского типа из потока почти параболических комет с перигелиями, расположенными внутри орбиты Юпитера, не является единственным.

Сопоставление результатов моделирования с характеристиками потока "новых" комет позволяет оценить число кометных объектов различных классов, происхождение которых связано с облаком Оорта. Если полагать, что на расстоянии от Солнца q < 5 а.е. в год проходит перигелий 20 "новых" комет с абсолютными величинами $H_{10} < 10.9$ [6,7,8], то вблизи современной эпохи в облаке Оорта ($a > 10^3$ а.е.) должно находиться $\sim 10^{12}$ соответствующих кометных объектов, причем приблизительно половина из них расположена во внешней части ($a > 10^4$ а.е.); в транснептуновой области на орбитах с большими эксцентриситетами (60 < a < 1000 а.е., перигелийные расстояния q > 30 а.е.) – 0.2– 0.6×10^{11} объектов; в околонептуновой области на орбитах с большими эксцентриситетами (60 < a < 1000 а.е., 28 < q 35.5 а.е.) – 0.6– 2.0×10^{10} объектов; в области кентавров (a < 1000 а.е., 5 < q < 28 а.е.) – 0.8– 2.2×10^9 объектов (диапазоны неопределенностей соответствуют различным моделям распределения первоначальных орбит на ранних этапах формирования Солнечной системы около 4.5 миллиардов лет назад [4]).

Данная работа была поддержана грантами РФФИ 06-02-16512 и РФФИ-Урал 07-02-96002.

Литература:

 Емельяненко В.В. Происхождение короткопериодических комет: динамическая эволюция из внешней части Солнечной системы в околоземное пространство. / Околоземная астрономия – 2003. Труды конференции, т.1. Под ред. Л.В.Рыхловой, М.А.Смирнова, С.И.Барабанова, Т.В.Касименко, Е.С.Баканас // СПб.: BBM, 2003. – с. 101-107.
- 2. Oort J.H. The structure of the cloud of comets surrounding the Solar System and a hypothesis concerning its origin. // Bull. Astron. Inst. Neth. 1950. Vol. 11. P. 91-110.
- Carusi A., Valsecchi G. Dynamical evolution of short-period comets. / Interplanetary Matter.
 Z. Ceplecha, P. Pecina, eds // Ondrejov: Czechoslovak Academy of Sciences, 1987. p. 21-28.
- Emel'yanenko V.V., Asher D.J, Bailey M.E. The fundamental role of the Oort cloud in determining the flux of comets through the planetary system. // Mon. Not. Royal Astron. Soc. 2007. Vol. 381. P. 779–789.
- 5. *Hills J.G.* Comet showers and the steady-state infall of comets from the Oort cloud. // Astron. J. 1981. Vol. 86. P. 1730-1740.
- 6. Bailey M.E., Stagg C.R. Cratering constraints on the inner Oort cloud Steady-state models. // Mon. Not. Royal Astron. Soc. 1988. Vol. 235. P. 1-32.
- Fernandez J.A., Gallardo T. From the Oort cloud to Halley-type comets. / Evolution and Source Regions of Asteroids and Comets. Proc. IAU Colloq. 173. J. Svoren, E.M. Pittich, H. Rickman, eds // Tatranska Lomnica: Astronomical Institute of the Slovak Academy of Sciences, 1999. – p. 327-338.
- 8. Weissman P.R., Lowry S.C. The size distribution of cometary nuclei. // Bulletin of the American Astronomical Society. 2001. Vol. 33. P. 1094.

Эволюционное развитие метеороидного комплекса кометы Темпеля-Тутля

Куликова Н. В.¹, Поляков Н.В.¹, Чепурова В.М.²

¹Обнинский Государственный Технический Университет Атомной Энергетики(ИАТЭ) ²Московский Государственный Университет, ГАИШ E-mail: kulikova@iate.obninsk.ru

Представлены результаты расчетной эволюции орбиты родительского тела и фрагментов его дезинтеграции на примере кометы Темпеля-Тутля. Показана зависимость расхождения расчетных данных и данных наблюдений. Прослеживается эволюция орбит исследуемых объектов от величины их массы и гравитационного потенциала отдельных планет.

The Evolution of the Temple-Tuttle Comet Meteoroid Complex

Kulikova N.V.¹, Polyakov N.V.¹, Chepurova V.M.² ¹ Obninsk State Technical University of Nuclear Power Engineering (IATE) ²Moscow State University, SAI MSU, Russia

It is presents calculation results of the evolution of the parent body orbit and its disintegration fragments with the Temple-Tuttle comet as an example. The difference between calculated and observational data is shown. The dependence of orbital evolution of their objects under studies on their mass and gravity potential of some planets is established.

Динамика малых тел-

Проводимые нами исследования по образованию и динамике метеороидных комплексов осуществлялись до сих пор в рамках невозмущенного кеплеровского движения, так как имеющиеся расчеты показали малые значения изменений элементов орбит фрагментов под влиянием негравитационных эффектов (Пойнтинга-Робертсона, Ярковского-Радзиевского и др.) и вековых планетных возмущений [1,2]. К настоящему моменту создана компьютерная технология [3] на основе стохастической модели образования и эволюции орбит фрагментов метеороидных комплексов, возникающих при дезинтеграции ядер конкретных комет. Технология построена по модульному принципу. Она является открытой, что позволяет наращивать ее функции и при необходимости легко заменять применяемые алгоритмы. Комплекс программ состоит из сервера и пяти программных приложений и построен с использованием технологий динамического обмена данными (DDE). [3]

Для учета гравитационных возмущений сейчас разрабатывается отдельный модуль, встраиваемый в базовый комплекс компьютерной технологии. Предполагается, что программная часть модуля будет включать ниже перечисленные составляющие.

1.Гравитационные возмущения в задаче N-тел, определяемые численным интегрированием. Применяется программа RADAU – алгоритм Э. Эверхарта[4-6] для N ≥2.

2. 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[7], за которое принимается планета сближения.

3. Возмущение 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.

К настоящему моменту авторами реализована первая и вторая часть задачи учета влияния гравитационных возмущений на движение малого небесного тела в межпланетном пространстве. Полученные результаты будут проиллюстрированы для кометы Темпеля-Тутля и ее метеороидного комплекса.

За основу при расчетах принималась орбита этой кометы в появлении 1533г. Значения орбитальных элементов равны: а=10.524540, е=0.908110, i=161.806000, ω =166.100006, Ω =226,850998. Масса кометы принималась как 10⁻²³ от массы Солнца. По этим входным данным прежде всего был исследован фактор достоверности получаемых расчетных результатов и их расхождения с наблюдаемыми данными.

Некоторые результаты работы модификаций интегратора для орбиты кометы, орбит фрагментов выброшенных с ±максимальными и ±минималь-

ными отклонениями, получившимися при дезинтеграции родительского тела в заданной точке орбиты кометы, а также имеющиеся данные наблюдений представлены на рис.1.

Видно, что эволюция большой полуоси и долготы восходящего узла, рассчитанные по RADAU-17 и RADAU-27 для орбиты кометы Темпеля-Тутля в появлении 1533г. до 1899г. (т.е. за более чем 350 лет) несколько различны.



Рис.1 Эволюция кеплеровских орбит кометы Темпеля-Тутля(1533г.), фрагментов дезинтеграции и данных наблюдения.

Расчеты по RADAU-27 более близки к наблюдаемым. Сами же данные наблюдений оказываются внутри области расчетов по обеим модификациям интегратора.

Фрагменты дезинтеграции кометы в появлении 1533г с максимальными и минимальными значениями отклонений кеплеровских элементов орбит от орбиты родительского тела как бы ограничивают область космического пространства, в котором эволюционирует рассматриваемая комета.

Таблица 1

	+ max	+min	-max	-min
Большая полуось кометы (в а.е.)	10,77270031	10,53750038	10,27639961	10,51159954
Эксцентриситет кометы	0,910277009	0,908222973	0,905942976	0,907997012
Накл. плос-ти орб. к экл-ке (в град.)	161,8059998	161,8049927	161,8059998	161,8070068
Угловое рас-ние пер-лия от восх. узла(в град.)	166,1009979	166,1000061	166,098999	166,1000061
Долгота восх. узла (в град.)	226,8509979	226,8509979	226,8509979	226,8509979

Динамика малых тел-

Авторами также была смоделирована дезинтеграция этой кометы в перигелии ее орбиты для появления 1533г.. В результате были определены границы области формирования метеороидного комплекса, приходящиеся на орбиты фрагментов выброса с ±максимальными и ±минимальными отклонениями. (см. табл.1).

По этим данным была получена эволюция орбиты кометы и фрагментов комплекса на последующие 350 лет при массах фрагментов 1г., 1кг., 1т.

Расчеты показали, что влияние массы метеороидного фрагмента метеороидного комплекса на эволюцию кеплеровских элементов его орбиты без тесных сближений с планетами крайне мало. Изменение массы частицы с 1 г до 1 кг приводит к изменениям рассчитанных результатов в последних 3-4-х разрядах вычисленных значений разрядной сетки печати. Аналогичные расчеты были проведены и для других комет, имеющих длительный жизненный цикл и ряды наблюдений – 1910 II (Галлея), Джакобини-Циннера, Понса Виннеке, Грига-Шьеллеруппа. По всем этим объектам полученные нами результаты позволяют с большой долей уверенности заключить, что масса фрагментов дезинтеграции кометных ядер не оказывает влияния на качественную картину эволюции орбит метеороидных комплексов сложной структуры. Да и в количественном отношении это влияние незначительно. Поскольку речь идет об эрупции вещества из кометного ядра, а не о его развале на несколько крупных частей, то преимущественное число фрагментов дезинтеграции, которые формируют метеороидные комплексы конкретной кометы представляют собой пылевые частицы с массами до нескольких грамм, более крупные фрагменты редко имеют массу более 1т., поэтому проведенные нами расчеты вполне реальны.

Далее был проанализирован вклад гравитационного потенциала всех планет системы в целом и отдельных планет в частности в процессе эволюции орбиты исследуемого метеороидного комплекса. Так как наблюдаемый метеороидный рой Леонид и комета родоначальница расположены весьма компактно, то исследовать влияние гравитационных возмущений на отдельные фрагменты метеороидного комплекса, границы которого определяются максимальными и минимальными значениями отклонений орбитальных элементов от элементов орбиты кометы, можно на примере самой кометы как наиболее крупного тела в комплексе.

Поскольку траектория движения кометы Темпеля-Тутля проходит вблизи планет земной группы, Юпитера, Сатурна и Урана, то именно гравитационный потенциал этих планет окажет влияние на эволюцию орбиты данной кометы и ее метеороидного комплекса. Для оценки вклада грави-тационного потенциала отдельной планеты в процесс эволюции орбиты метеороидного роя авторами были проведены вычислительные экспери-менты при различных условиях (см. пояснение на рис.2). Исходные данные, по которым была проведена эволюция метеороидного

комплекса, приведены в таблице 2. (все данные приведены на эпоху 1950.0)



Puc.2

Иллюстрацию полученных результатов из-за краткости статьи приведем только для одного элемента - большой полуоси и одного из вариантов(B2). На рис.2(а,б,в) приведена соответственно возможная вариация большой полуоси метеороидного комплекса в зависимости от учета гравитационных возмущений различного состава планет (а) и трехмерная модель расположения небесных тел в пространстве, при прохождении кометой точки истинной аномалии равной (б)-150°; (в)-200°.

Таблица 🛙	2
-----------	---

t	01.01.1533 (B1)	17.06.1600 (B2)	07.06.1633 (B3)
a(a.e.)	10.52454	10.36368	10.29873
e	0.90811	0.90476	0.90455
i ^(o)	161.80600	161.79400	162.87900
ω ⁽⁰⁾	166.10000	167.33900	168.65800
Ω ⁽⁰⁾	226.85100	228.31100	229.54400

Видно, что в интервале (140°-200°) по истинной аномалии кометной орбиты, комета и метеороидный рой подвержены в основном влиянию двух планет – Сатурна и Юпитера, что вызывает вариацию значений приводимых на графике (рис. 2a) элементов.

В интервале 2000-2100 истинной аномалии кометной орбиты сказы-

вается гравитационное возмущение от Сатурна (рис. 2в), вследствие чего появляются пики значений на графике (рис 2a). К 220° истинной аномалии влияние Сатурна уменьшается и происходит стабилизация значения большой полуоси, но на уровне более высоких значений, чем до афелия. Для двух других вариантов (B1, B3) было получено, что интервал от 120° до 240° по истинной аномалии является зоной существенных колебаний в значениях приводимых элементов орбит исследуемого образования. В остальном интервале (0°-120°) -(240°-360°) вариации значений рассматриваемых величин имеют почти линейный характер, несколько увеличиваясь для большой полуоси и уменьшаясь для угла наклона после прохождения афелия. В районе 180°-200° по истинной аномалии на метеороидный рой и комету основное влияние должен оказывать Уран, но гравитационное возмущение этой планеты оказывается недостаточно существенно для изменения большой полуоси орбиты кометы, чего нельзя сказать об изменении угла наклона. Изменение большой полуоси на интервале 120°-240° для варианта ВЗ происходит под влиянием Юпитера, а затем Сатурна, хотя пространственное расположение объектов противоречит такому выводу. Анализируя полученные числовые значения вариаций приводимых элементов орбиты, следует отметить, что при обращениях кометы с 1533г. до 1600 г. большая полуось имела тенденцию к уменьшению значения после прохождения афелия. В 1633г. ее значение увеличилось, хотя и не достигло первоначальной цифры - 10,52454 а.е., таким образом, в этом временном интервале форма орбиты менялась в сторону более округленного эллипса. В то же время угол наклона в 1533г. изменился незначительно, в 1600г. в районе точки истинной аномалии 200[°] происходит резкий скачок в сторону увеличения более чем на 1[°], к 1633г. угол наклона вновь уменьшается, но всего на 0,26[°]. В итоге значение угла наклона по отношению к первоначальному изменилось на 0,8°. Приведенные цифры находятся в полном соответствии с данными наблюдений кометы Темпеля-Тутля в этом временном интервале.

Полученные результаты, по мнению авторов, демонстрируют хорошую возможность применяемой технологии для исследования процесса существования метеороидных комплексов в течение длительных временных интервалов или на интересующих исследователя коротких временных отрезках.

Сравнение получаемых результатов с грамотно обрабатываемыми данными наблюдений как кометы родоначальницы, так и фрагментов ее метеороидного комплекса, наблюдаемых на Земле в виде метеорного потока, позволяет восстановить картину существования этих объектов в ретроспективе и осуществить вполне конкретное прогнозирование заполнения определенного района космического пространства фрагментами метеороидных комплексов, в том числе и пересекающих орбиту Земли.

Литература

1. Куликова Н.В., А.В. Мышев, Е.А. Пивненко, под ред. В.М. Чепуровой, 1993,

космогония малых Тл, М., Космосинформ, 175 стр.

- 2. Катасев Л.А., Н.В. Куликова. Эффект Ярковского-Радзиевского и эволюция метеорных роев. Астр.вест. 1972, т.б. №4, с. 237-241.
- 3. Kulikova N.V., V.I. Tishchenko. Computer technologies for processing and presenting simulation results and astronomical observational data. 2003, Astronomical and Astrophysical Transactions, v22, 4-5, p. 535-541.
- 4. Everhart E. . Close encounters of comet and planets. Astron. J., 1969, v.74, pp. 735-750.
- 5. E. Everhart. An efficient integrator that uses Gauss-Radau spacing. Dynamics of Comets: their Origin and Evolution. 1985. pp. 182-202.
- 6. Everhart E.. Implicit single methods for integrating orbits. Celestial mechanics. 1974. №.10. p. 35-55.
- 7. Аксенов Е.П., 1977, Теория движения искусственных спутников Земли, М., Наука, 300с.
- 8. Чепурова В.М., 1970, Бюлл. ИТА, 12, № 2(135), с.216.
- 9. Чепурова В.М., 1970, Дис. на соиск. к.ф.-м.н., М., ГАИШ. 182с.

О метеороидной обстановке в районе Марса по результатам компьютерного моделирования

Куликова Н.В., Тищенко В.И., Калинин Д.А.

Обнинский государственный технический университет атомной энергетики E-mail:tvi@iate.obninsk.ru

Результаты математического моделирования дезинтеграции известных комет определяют дисперсию орбит фрагментов твердого вещества при эрупции твердого вещества из ядра родительского тела в задаваемом диапазоне изменения скоростей выброса. Визуализация в трехмерном пространстве полученных результатов позволяет выявить слоистую структуру возникающего метеороидного комплекса и уточнить диапазон скоростей выброса, при котором наиболее вероятно сближение выброшенных фрагментов с Землей или любой другой планетой, в том числе с Марсом. Совмещение на одном рисунке изображений возможных метеороидных комплексов конкретных комет позволяет представить населенность определенного региона космического пространства. Приводятся результаты, полученные для пяти комет (Галлея, Джакобини- Циннера, Темпеля-Тутля, Понса-Виннеке и Грига-Шьелерупа), в регионе между Землей и Марсом.

On Meteoroid Situation Near the Mars from Computer Simulation Results

Kulikova N.V., Tischenko V.I., Kalinin D.A.

Mathematical simulation of known comets disintegration specifies the orbital fragment dispersion in solid substance eruption from the parent body nucleus in a given variation range of ejection rates. Visualization of obtained results in a three-dimensional space allows one to reveal the layered structure of an appearing meteoroid complex and to specify the range of ejection rates, at which the ejected fagments most probably approach the Earth or any other planet, including the Mars. Combinated images of expected meteoroid complexes of concrete comets in one figure form a true notion of population in a certain space region. The paper presents results on five comets (Halley,Giacobini-Zinner, Tempel-Tuttle, Pons-Winnecke and Grigg-Skjellerup) in the region between the Earth and the Mars.

В настоящее время все еще значительная часть имеющихся данных о малых небесных телах не отождествлена с объектами, периодически появляющимися в поле зрения наземных средств регистрации. В этих условиях любая информация о возможных объектах в космическом пространстве может быть полезной для определения его населенности в некотором регионе. Одним из источников засоренности космоса являются продукты естественного распада комет. Предполагается, что кометы в процессе эволюции порождают метеороидные комплексы, которые могут при определенных условиях представлять опасность для деятельности человека на Земле и в космосе. Это следует учитывать при планировании запусков космических аппаратов. Для исследования подобных новообразований была разработана базо-

Для исследования подобных новообразований была разработана базовая компьютерная технология [1-2]. Комплекс реализован с применением прикладного интерфейса программирования API OpenGL на CU++ под Windows 2000 с использованием технологии динамического обмена данными Dinamical Data Exchange (DDE). Результаты моделирования дезинтеграции известных комет определяют дисперсию орбит фрагментов твердого вещества при эрупции твердого вещества из ядра родительского тела в задаваемом диапазоне изменения скоростей выброса массы. Визуализация в трехмерном пространстве полученных результатов позволяет выявить слоистую структуру возникающего метеороидного комплекса и уточнить диапазон скоростей выброса, при котором наиболее вероятно сближение выброшенных фрагментов с Землей или любой другой планетой, в том числе с Марсом. Совмещение на одном рисунке изображений возможных метеороидных комплексов конкретных комет позволяет представить населенность определенного региона космического пространства.

Результаты моделирования, полученные для пяти комет (Галлея, Джакобини- Циннера, Темпеля-Тутля, Понса-Виннеке и Грига-Шьеллерупа), в регионе между Землей и Марсом представлены на рис. 1.

Моделирование дезинтеграции всех комет проводилось для значений истинной аномалии U от 0⁰до 180⁰ шагом ΔU = 10⁰. Используемые при моделировании пределы изменения скорости выброса вещества из комет представлены в табл.1.

При моделировании выброса массы каждый диапазон изменения скорости разбивался на 10 подынтервалов. Визуализация полученных результатов выполнена в виде орбит фрагментов в пространстве для всех скоростей выброса вещества в различных точках родительской орбиты кометы.



Рис. 1. Возможные метеороидные комплексы в регионе между Землей и Марсом, образованные кометами Галлея, Джакобини-Циннера, Понса-Виннеке, Темпеля-Тутля и Грига-Шьеллерупа в процессе дезинтеграции в период 1900-2000 гг.

На рис. 1 также приведены орбиты Земли и Марса. Для наглядности общей картины метеороидные комплексы комет показаны под плоскостью эклиптики, часть комплекса над эклиптикой не прорисована. Отчетливо видна образующаяся слоистая структура метеороидного комплекса вследствие дискретности принимаемых значений скорости выброса вещества.

процессов дезинтеграции

Комета	Диапазон скоростей выброса вещества (м/с)	
Галлея	200 - 700	
Джакобини-Циннера	0 - 100	
Понса-Виннеке	0 - 100	
Темпеля-Тутля	0 - 5	
Грига-Шьеллерупа	0 - 100	

Более точная картина метеороидной обстановки в заданном регионе может быть получена при совместном рассмотрении результатов моделирования с данными наблюдений за реальными небесными объектами. Основная часть наблюдательных данных, зарегистрированных на Земле и идентифицированных исследователями в качестве метеорных потоков к настоящему моменту, представлена в табл. 2 - 3. Все сведения получены из литературных источников и приведены на эпоху 1950.0

Динамика малых тел-

Поток	Дата макс	Период активности	Ч/ число	Примечание
1-2. Квадратиды	4-6 января 3 января	27 декабря-9 января 2 января-4 января	50 40	v=42,6 км/с ежег. v=41 км/с
3-4-5. Виргиниды α Виргиниды (N) α Виргиниды (S)	15-28 февраля	1 февраля-30 мая 4 апреля-12 мая 2 апреля-24 апреля	10	v=30 км/с v=28 км/с v=31 км/с
6-7-8. Лириды	22 апреля	16 апреля-25 апреля 21 апреля-23 апреля 18 апреля-24 апреля	20	ежег. v=47 км/с v=51 км/с
9. δ-Леониды 10. σ-Леониды	22-26 февраля 20 марта	5 февраля-19 марта 21 марта-13 мая		v=23 км/с v=20 км/с
11-12-13. η-Аквариды	4-6 мая 6 мая 4 мая	26 апреля-15 мая 19 апреля-28 мая 28 апреля-5 мая	15-20 8 60	v=65 км/с ежег. v=66 км/с
14-15. т-Геркулиды	8-9 июня 3 июня	31 мая-25 июня 19 мая-14 июня	_	v=15 км/с
16. Ариетиды	11 июня	21 мая-5 июля	60	1027 5
17. Лиориды	8-9 июня	—		1937 г. наол.
18. Боотиды	25-28 июня	13 июня-2 июля		
19. η-Урсиды 9 июня 28 июня			59 22	1927 г. набл.
20. β-Кассиопеиды	27 июля	_		
21-22-23-24-25-26. δ-Аквариды (S)	5 авг. 28 июля	8 июля-19 августа 12 июля-19 августа 21 июля-8 августа	20	ежег. v=41 км/с
δ-Аквариды (N) δ-Аквариды	12 августа 28 июня	15 июля-25 августа 5 августа-25 августа	10	v=42 км/с v=38 км/с
27-28-29. Персеиды	11-13 августа 12 августа	15 июля-26 августа 5 августа-18 августа 4 августа-21 августа	50 55	v =61 км/с ежег. v=59 км/с
30-31-33 α-Каприкорниды α-Каприкорниды (N) α-Каприкорниды (S)	20 июля 22 августа 30 июля	17 июля-27 июля 24 июля-22 августа 15 июля-10 августа	5	v=23 км/с v=18 км/с v=23 км/с
34-35. к-Цигниды	20 августа	3 августа-31 августа 19 августа –22 августа	5	v=25 км/с

Таблица 2. Основные метеорные потоки, зарегистрированные на Земле

Околоземная астрономия - 2007

О метеороидной обстановке в районе Марса... 119

Поток	Дата макс Период активности		Ч/	Примечание
36 Пефеилы		10 августа-24августа	число 8	-
37 Скульпторилы	9 сентября		22	1937 г. набл
38. Моноцерилы	21 сентября	_	120	1935 г. набл.
39-40-41-42-43-44. Тауриды (N) Тауриды (S)	13 ноября — 8 ноября 3 ноября 1 ноября —	13 сент1 декабря 16 сент15 ноября 	20 5 5	v =29 км/с ежег. v=30 км/с v=27 км/с v=30,3 км/с (радиолокатор) v=28 км/с
45-46-47-48 ε-Писциды (N) ε-Писциды (N)	12 сентября 20 сентября	25 сент19 октября 19 сент13 октября 14-сент9 октября 31 августа-2 ноября	29 26 60 86	v=22км/с,29 км/с v=21 км/с, 26 км/с 1960г.11-27 окт. 1968г.22-27 окт.
49-50-51 Ориониды	20-22 октября 22 октября —	2 октября-7 ноября — 19 окт24 октября	20 8	v =68 км/с ежег. v=67,6 км/с (радиолокатор) v=66 км/с
52. Андромедиды	3 октября	25 сент12 ноября		v=18-23 км/с
53. Дракониды	8-9 октября 10 октября 9 октября	6 октября-10 октября — —	13000	ежег. 1946 г. наблюд. v=17-20 км/с
54. Циклиды	19 октября	—	100	v=3 км/с 1935 г. наблюл.
55. е-Геминиды	_	11 окт22 октября		v=70 км/с
56-57-58. Леониды	17 ноября 16 ноября —	14 ноября-21 ноября — 15 ноября-20 ноября	5 8	v=72 км/с v=71 км/с
59. Пегасиды	12 ноября	—	—	v=11 км/с
60. σ-Гидриды		4 декабря-15 декабря		v=58 км/с
61-62.ҳ-Ориониды (N) ҳ-Ориониды (S)	10 декабря 10 декабря	9 дек30 декабря 4дек14 декабря		v=28 км/с v=25 км/с
63-64. Моноцеротиды	 12дек13 дек.	10 дек15 декабря 8дек17 декабря	3	v=43 км/с v=41,9 км/с
65-66-67 Геминиды	14 декабря12 декабря13 декабря	7 дек17 декабря 7 дек14 декабря 10 дек13 декабря	100 60 25	ежег. v=35 км/с v=36,2 км/с (1986)
68. Урсиды	21 декабря 22 декабря	19 дек24 декабря	15 10-20	

Динамика малых тел

Поток Период активности		Ч/число	Примечание
69. Гидриды	8 января-30 января	5	v=30 км/с
70. б-Канцериды	1 января-24 января	4	v=28 км/с
71. Канис-Майориды	14 января-30 января	20	_
72. Корониды	21 января-24 января	_	v=60 км/с
73. β-Леониды	3 февр20 февраля	4	v=36 км/с
74. Сагиттариды	15 апреля-15 июля	5	v=30км/с
75. Офиухиды	14 мая-2 июля	20	_

Таблица 3. Дополнительные метеорные потоки



Рис. 2. Диаграмма наблюдения метеорных потоков по месяцам года

Для получения более наглядной картины появления метеорных потоков в атмосфере Земли в течение календарного года, данные из табл. 2-3 удобно представить в виде диаграммы (рис. 2). Все потоки в обеих таблицах имеют сквозную нумерацию в первой колонке, и этот номер используется на рис. 2 для обозначения конкретного периода активности определенного потока. Ось X (горизонталь) задает временную шкалу появлений (периоды активности) потоков по месяцам года. Ось Y (вертикаль)— гелиоцентрические скорости потоков в км/с.

Потоки, для которых не указаны скорости, вынесены на рисунке в верхнюю серую область. Для потоков, у которых в табл. 2 – 3 не приведены

периоды активности, на рисунке отображены даты максимума. Рис. 2 позволяет наглядно определить временные отрезки календарного года, в которые атмосфера Земли наименее подвержена воздействию метеорных потоков.

В заключение на рис. 3 представлена возможная структурная организация метеороидных комплексов комет Галлея, Грига-Шьеллерупа, Джакобини-Циннера, Понса-Виннеке, Темпеля-Тутля, сформировавшаяся в результате их дезинтеграции в течение всего жизненного цикла каждой кометы.



Рис. 3. Модельное заполнение космического региона за весь жизненный цикл каждой кометы

Представленные результаты, на наш взгляд, могут оказаться полезными при планировании долговременных космических миссий для обеспечения безопасности КА от фрагментов распада малых небесных тел.

Литература

- Kulikova N.V., Tischenko V.I. Computer technologies for processing and presenting simulation results and astronomical observational data // Astron. and Astrophys. Transaction V.22, N. 4-5, 2003, P. 535-541.
- 2. Тищенко В.И. Компьютерная технология исследования метеороидных комплексов в ближнем космосе. // Дисс. на соиск. учен. степ. к. ф.-м. н. Обнинск, 2005. 162с.

Параллельные вычисления в исследовании динамической эволюции околоземных объектов

Емельяненко В.В. Южно-Уральский государственный университет E-mail: vvemel@susu.ac.ru

Разработан новый метод исследования динамики околоземных объектов, который позволяет проводить симплектические интегрирования с переменным шагом, являющимся заданной функцией координат и скоростей. Наряду с быстродействием и рядом полезных геометрических свойств, предложенный алгоритм создает предпосылки для проведения параллельных вычислений. Практические возможности метода демонстрируются на примере исследования долговременной эволюции астероида (99942) Apophis.

Parallel Computations in Investigations of the Dynamical Evolution for Near-Earth Objects Emel'yanenko V.V.

Emel'yanenko V.V. South Ural State University

A new method is developed for studies of near-Earth object dynamics. The method allows us to perform symplectic integrations with variable time-steps which are prescribed functions of positions and velocities. In addition to a great speed and a number of useful geometrical properties, the algorithm is applicable to parallel computations. Practical aspects of the method are demonstrated by the example of the study of the long-term evolution for the asteroid (99942) Apophis.

Рассмотрение вопросов о вариации притока малых тел в околоземное пространство и частоте соударений объектов различных классов с Землей связано с изучением динамической эволюции большого числа объектов на длительных интервалах времени. Моделирование динамического поведения комплекса малых тел, включающего элементы как регулярного, так и хаотического движения, даже на самых мощных современных компьютерах вызывает большие проблемы. Одним из путей преодоления этих трудностей является проведение параллельных вычислений на большом числе процессоров. Однако известные в настоящее время методы параллельного интегрирования для прямого решения задачи многих тел не обладают большой эффективностью [1]. В общем случае для достаточно большого числа объектов, которые могут иметь сближения, ускоряющий фактор является очень малым по сравнению с числом используемых процессоров. Связано это с пошаговой природой обычных интеграторов и необходимостью вводить затратные итеративные схемы в случае параллельных вычислений.

Новые возможности в этом направлении возникли с появлением симплектических интеграторов. В работе [2] предложен новый метод интегрирования задачи N тел, который позволяет проводить симплектическое интегрирование уравнений движения каждого тела с индивидуальным с шагом, являющимся заданной функцией координат и скоростей. Наряду с быстродействием и рядом полезных геометрических свойств, он оказался удобным для разработки алгоритмов параллельного интегрирования.

Предложенный метод был применен для исследования долговременной эволюции орбиты астероида (99942) Арорhis. Проводилось интегрирование основной и 18 варьированных орбит, большие полуоси которых находятся в пределах трех среднеквадратических ошибок относительно основного значения (другие элементы орбит изменялись соответствующим образом с учетом корреляционных соотношений). Учитывались возмущения от восьми планет (Меркурий-Нептун) в течение миллиона лет. Таким образом, в интегрировании участвовало 27 тел. Шаг интегрированиях в днях равнялся приблизительно 9*r* / *φ*, где

$$\varphi = 1 + c_1 \sum_{j=1}^8 \frac{\sqrt{m_j a_j}}{\Delta_j^2} + \frac{c_2}{r^{3/2}}$$
для малых тел и $\varphi = 1 + \frac{c_2}{a_j^{3/2}}$ для планет,

r – гелиоцентрическое расстояние малого тела, Δ_j – расстояние до планеты, a_i – постоянные, равные средним значениям больших полуосей планет



Рис. 1. Изменение перигелийных и афелийных расстояний для 19 варьированных орбит астероида Apophis в течение миллиона лет. Данные нанесены через каждые 500 лет.

чениям больших полуосей планет (расстояния измеряются в астрономических единицах), $c_1 = 25$, $c_2 = 8$. Для расчетов использовались 28 процессоров вычислительного кластера Infinity ЮУрГУ с применением интерфейса MPI.

На рисунке представлено изменение перигелийных и афелийных расстояний для всех варьированных орбит. Фактически он отражает вариации диапазона неопределенностей элементов орбит с течением времени и показывает, что, по крайней мере, в течение миллиона лет астероид (99942) Apophis останется потенциально опасным объектом для Земли.

Данная работа поддержана грантом РФФИ-Урал 07-02-96002.

Литература:

- 1. Fukushima T. Parallel/vector integration methods for dynamical astronomy. // Celest. Mech. Dyn. Astr: 1999. Vol. 73. P. 231-241.
- 2. Emel'yanenko V.V. A method of symplectic integrations with adaptive time-steps for individual Hamiltonians in the planetary N-body problem // Celest. Mech. Dyn. Astr. 2007. Vol. 98. P. 191-202.

Астероиды и кометы из облака Оорта на орбитах галлеевского типа Бирюков Е.Е., Мазеева О.А. *ЮУрГУ* E-mail: caesare@susu.ac.ru

В работе исследуется вклад облака Оорта в кометно-метеороидный комплекс в околоземном пространстве. Моделирование показывает, что в результате захвата из облака Оорта на орбитах галлеевского типа с q < 1 а. е. должно существовать ~ 1000 комет с $H_{10} < 7$, если поток почти параболических комет из облака Оорта в области q < 1 а. е. 0,2 кометы в год. Эта оценка в сотни раз больше чем число известных комет галлеевского типа. Если предположить, что почти все кометы угасают и таким образом становятся астероидами, то это также противоречит наблюдениям, поскольку обнаружен только один астероид на галлеевской орбите (дамоклоид) с q < 1 а. е. В данной работе были введены вероятности угасания комет и разрушения астероидов (угасших комет) как функции их возраста и перигелийного расстояния орбит. Получено, что на орбитах галлеевского типа с q < 1 а. е. движется ~25 комет, ~14 астероидов и ~980 разрушенных ядер комет. При этом вклад разрушенных кометных ядер в спорадический метеорный фон менее 10%. Опасность столкновения астероидов на галлеевского толк.

Asteroids and Comets from Oort Cloud on Halley-type Orbits

Biryukov E.E., Mazeeva O.A.

SUSU

The contribution to the cometary-meteor complex in near-Earth space from the Oort cloud is investigated. The predicted steady-state number of Halley-type comets (HTC) arising from the observed near-parabolic cometary flux with perihelion distances q < 1 AU and absolute magnitude brighter than $H_{10}=7$ is ~ 1000, assuming that the near-parabolic flux of comets in the region q < 1 is 0,2 AU⁻¹ yr¹. This estimate is many times more than the number of known HTCs. If assume, that almost active comets is faded in brightness and become asteroids, then this not consistent with observations because only one asteroid (Damocloid) on Halley-type orbit with q < 1 AU was observed. In this investigation the probability of cometary fading and probabilities of total disrupt of faded comets as function of perihelion distances and number revolution of comets was introduce. We conclude that the steady-state number of objects on Halley-type orbits with q < 1 AU is: ~ 25 comets, ~14 asteroids, and ~980 disintegrated cometary nuclei. At that, the contribution of disrupted Halley-type asteroids is simply equal to the impact hazard of Halley-type comets.

Введение

Многочисленные исследования захвата комет из облака Оорта показывают, что на орбитах галлеевского типа с q < 1,5 а.е. должно существовать ~ 3000 комет с абсолютной звездной величиной $H_{10} < 7 \ [1-4]$. Однако число обнаруженных комет галлеевского типа (КГТ) примерно на 2 порядка меньше. Очевидно, что кометы угасают. Однако не ясен механизм угасания. В работе [5] авторы предполагают, что 99% комет полностью разрушаются, не достигнув галлеевских орбит. Но в работе [6] было показано, что в этом случае мы наблюдали бы ежедневные очень яркие метеорные дожди, порожденные спорадическими метеорами. Поэтому авторы утверждают, что кометы превращаются в тела с очень малым альбедо ($\sim 0,002$). Мы рассматриваем влияние возможных механизмов угасания кометных ядер на распределение в околоземном пространстве кометно-астероидного комплекса, связанного с кометами галлеевского типа.

Угасание комет

В работе [4] проведено исследование захвата комет из облака Оорта на орбиты галлеевского типа под действием планетных, звездных и галактических возмущений на интервале времени 4,6·10⁹ лет. Учитывалась зависимость потока почти параболических комет в планетной области от перигелийного расстояния (q) орбит [7]. Получено, что на орбитах галлеевского типа с q < 1,5 а.е. должно существовать ~ 3200 комет с абсолютной звездной величиной $H_{10} < 7$ и на орбитах с q < 1 а.е. должно существовать ~ 1000, что хорошо согласуется с более ранними оценками [1-3].

Очевидно, что полученные противоречия между оценками количества комет, захваченных из облака Оорта и обнаруженных комет, вызваны угасанием ядер комет. Поэтому исследование возможности угасания комет является актуальным. Исследования физической эволюции комет [8-10] показали, что чем меньше перигелийное расстояние орбиты кометы, тем интенсивнее происходит процесс сублимации и истощения кометного материала. С другой стороны, как следует из наблюдений [11], при каждом последующем прохождении перигелия, у ядер комет происходит снижение интегрального блеска. Таким образом, необходимо ввести функцию угасания кометных ядер, которая характеризует потерю кометы для земных наблюдений. Нами была выбрана функция, предложенная в работе [2]. Однако в этой работе не было учтено, что у комет в процессе эволюции изменяются элементы орбит, в частности перигелийное расстояние, и, как следствие, изменяется вероятность угасания. В работе [2] также не учтено, что кометы с большими первоначальными перигелийными расстояниями являются важным источником КГТ [4].

Введем вероятность угасания кометы за один оборот:

$$P = \frac{1}{N} q^{-\alpha} , \qquad (1)$$

где N – нормирующий множитель, характеризующий число оборотов комет вокруг Солнца на орбитах с q = 1 а.е., α - некоторая константа. Проведена

Динамика малых тел-

серия вычислений для разных значений параметров угасания N_{max} (100 – 600) и α (0,5 - 2). Предполагалось, что угасание комет связано с сублимацией водяных льдов, интенсивность которой резко усиливается на расстояниях меньше 2,5 а.е. [5, 12, 13].

Получено, что наилучшее согласие распределения орбит комет, захваченных из облака Оорта с учетом угасания, обеспечивается при $\alpha \leq 1$ и N ≥ 500. Однако это не решает основную проблему эволюции комет галлеевского типа, так как количество комет на орбитах галлеевского типа с q < 1,5 а.е. и q < 1 а.е.. для параметров $N_{max} = 600$ и $\alpha = 1$ равно соответственно 188 и 64. Это противоречит наблюдениям, поскольку в каталоге кометных орбит [15] имеются данные о 24 КГТ с q < 1.5 а.е. и 14 КГТ с q < 1 а.е. Можно предположить, что расхождение между полученным и наблюдаемым количеством комет на галлеевских орбитах является следствием эффекта наблюдательной селекции. Следуя результатам оценки эффектов наблюдательной селекции комет, полученным в работах [14-16], на орбитах КГТ с перигелийным расстоянием меньше 1 а.е. должно быть не менее 20 комет. Таким образом, полученные оценки количества КГТ значительно завышены. Поэтому мы сделали предположение, что кометы могут угасать и на расстояниях, превышающих 2,5 а.е. от Солнца. В пользу этого предположения говорит статистика кометных наблюдений: около трети короткопериодических комет движется на орбитах с перигелийным расстоянием, превышающим 2,5 а.е., из них около пятой части движется на орбитах с q > 3,5 а.е.. Поэтому имеются все основания рассматривать процесс угасания комет на расстояниях ~ 3 а.е., и даже больше. Мы рассмотрели угасание комет при r < 3,5 а.е.

Для нахождения параметров N и α мы применили статистику Смирнова-Колмогорова. В таблице 1 приведены значения λ_{max} , характеризующее максимальную разницу накопленных частот теоретического и наблюдаемого распределений перигелийных расстояний орбит КГТ, для разных значений N и α . В каждой ячейке через черту записаны значения λ_{max} , полученные без учета и с учетом эффектов наблюдательной селекции в распределении орбит обнаруженных КГТ.

Таблица 1. Результаты применения статистики Смирнова-Колмогорова для разных параметров N и a. Угасание комет при r < 3,5 a.e.

	α=0,5	α=0,7	α=1	α=1,5	α=2
N=400	1,23/0,71	1,24/0,74	1,23/0,7	1,96/1,42	1,91/1,37
N=500	1,033/0,6	1,07/0,62	1,16/0,67	1,68/1,15	1,69/1,16
N=600	1,27/0,65	1,04/0,6	1,06/0,6	1,96/1,43	2,18/1,64

Прим. В ячейке через черту записано: λ_{max} без учета эффектов наблюдательной селекции, λ_{max} с учетом эффектов наблюдательной селекции [15, 16]

По критерию Смирнова-Колмогорова, для уровня значимости 0,05 максимально допустимое значение $\lambda_{\rm sp} = 1,36$. Таким образом, разница между наблюдаемым и модельным распределением перигелийных расстояний орбит КГТ незначительна и значения N = 400 - 600 и $\alpha = 0,5 - 1$ отвергать не следует. Наилучшее согласие с наблюдениями обеспечивается для значений N = 600 и $\alpha = 1$. На рис. 1 показаны функции распределения перигелиев орбит КГТ, захваченных из облака Оорта с учетом угасания и наблюдаемых комет для N = 600 и $\alpha = 1$. В этом случае без учета эффектов наблюдательной селекции вероятность совпадения наблюдаемого и модельного распределений равна 0,22. С учетом эффектов наблюдательной селекции вероятность совпадения модельного распределения леригелиев орбит КГТ равна 0,86. Таким образом, мы получили хорошее согласие распределения перигелиев орбит КГТ равна Х.



Учет эффектов наблюдательной селекции обеспечивает лучшее согласие распределения перигелиев орбит КГТ модельных и наблюдаемых комет. Получение более определенных результатов проблематично по причине малого количества обнаруженных комет галлеевского типа.

Получено, что при значениях N = 600 и $\alpha = 1$ на орбитах галлеевского типа с q < 1 а.е. должно находиться 25 комет и на орбитах с q < 1,5 а.е. – 90 комет. С учетом эффектов наблюдательной селекции [15, 16], должно быть обнаружено около 10 комет на орбитах с q < 1 а.е. и около 20 комет на орбитах q < 1,5 а.е., что также находится в хорошем согласии с наблюдениями. Таким образом, есть все основания принять предложенную модель угасания.

Если предположить, что все кометы при угасании превращаются в астероиды, то на орбитах галлеевского типа с q < 1 а.е. должно существовать 990 ядер комет, не проявляющих кометную активность. Однако в настоящее время обнаружен всего один астероид на галлеевской орбите с q < 1 а.е.. С учетом эффектов наблюдательной селекции таких объектов должно быть около 10. Таким образом, необходимо учитывать разрушение кометных ядер.

Динамика малых тел

Рассмотрен процесс разрушения кометных ядер аналогично модели угасания. Аналогично (1), вероятность разрушения кометы за один оборот равна

$$P_{pa3p} = \frac{1}{M_{\text{max}}} q^{-\beta} , \qquad (2)$$

где M_{max} – количество оборотов кометы вокруг Солнца на орбите с q = 1 а.е. до разрушения после угасания, β - некоторая константа.

При моделировании разрушения была проведена серия вычислений для значений M_{max} (100 – 400) и β (2 - 4). Было получено, что параметры β и M_{max} должны удовлетворять условию $\beta \ge 3$ и $M_{max} \le 300$. В этом случае на орбитах галлеевского типа должно существовать около 10-15 астероидов с q < 1 а.е. и около 90 на орбитах с q < 2 а.е.

Мы учли эффекты наблюдательной селекции дамоклоидов и провели анализ Смирнова-Колмогорова для сравнения распределения перигелийных расстояний орбит обнаруженных дамоклоидов с учетом эффектов наблюдательной селекции и угасших комет, захваченных на орбиты галлеевского типа, с учетом разрушения их ядер. Было получено, что $\lambda_{max} = 0,56$. То есть предложенную модель угасания комет и разрушения их ядер отвергать не следует. Вероятность того, что распределение перигелиев орбит угасших ядер комет, захваченных из облака Оорта, совпадает с распределением перигелиев орбит дамоклоидов с учетом эффектов наблюдательной селекции, равна 0,91.

В работе Бирюкова [4] показано, что существует два способа захвата комет из облака Оорта на галлеевские орбиты: а-захват (где а – большая полуось орбит) и q-захват. При первом способе захвата кометы на первом этапе динамической эволюции переходят на короткопериодические орбиты (a < 34,2 a.e.). Затем перигелии их орбит медленно дрейфуют к области планет земной группы. Второй способ характеризуется переходом комет на орбиты с малым значением перигелийного расстояния (q < 1,5 a.e.) на первом этапе динамической эволюции. Впоследствии в результате диффузии кометы захватываются на галлеевские орбиты. При первом способе захвата кометы совершают в среднем около 13000 оборотов вокруг Солнца. При втором - около 500 оборотов. Учитывая физическую эволюцию кометных ядер, получим, что 73% комет, испытавших а-захват и 82% комет, испытавших **q-захват**, разрушаются, не достигнув галлеевских орбит. Следовательно, можно отклонить утверждение [5] о том, что 99% комет разрушается, не достигнув галлеевских орбит.

Заключение

Введением вероятностей угасания и разрушения кометных ядер объяснено распределение орбит комет галлеевского типа и астероидов на орбитах галлеевского типа – дамоклоидов. Учитывая физическую эволюцию кометных ядер, получено, что вблизи Земли существует примерно одинаковое количество комет и астероидов на галлеевских орбитах, происхождение которых связано с захватом из облака Оорта. Таким образом, со стороны угасших ядер комет галлеевского типа опасность столкновения с Землей не превышает опасности столкновения со стороны активных ядер комет галлеевского типа.

Выражаем благодарность Емельяненко В.В. за обсуждение результатов и рекомендации, и оргкомитет конференции за оказанную финансовую помощь.

Работа была поддержана грантом РФФИ 06-02-16512

Литература:

- 1. *Emel'yanenko V.V., Bailey M.E.* The capture of Halley-type and Jupiter-family comets from the near-parabolic flux//in: Wytrzyszczak, I.M., Lieske, J.H. & Feldman, R.A. (eds) Dynamics and Astrometry of Natural and Artificial Celestial Bodies, 1997. P. 159-164
- 2. *Emel'yanenko V.V., Bailey M.E.* Capture of Halley-type comets from the near-parabolic flux// Mon. Not. R. Astron. Soc. 1998. V. 298. P. 212-222
- 3. *Levison H.F., Dones L., Duncan M.J.* The origin of Halley-type comets: probing the inner Oort cloud// Astron. J. 2001. V. 121. P. 2253-2267
- 4. *Бирюков Е.Е.* Захват комет из облака Оорта на орбиты галлеевского типа и орбиты семейства Юпитера //Астрономический вестник, 2007, том 41, № 3. с.1-9.
- 5. Levison H.F., Morbidelli A., Dones L., Jedicke R., Wiegert P.A., Bottke W.F. Jr. The Mass Disruption of Oort Cloud Comets// Scince. 2002. V.296. P. 2212-2215.
- 6. *Napier W.M.*, Wickramasinghe J.T., Wickramasinghe N.C. Extreme albedo comets and the impact hazard// Mon. Not. R. Astron. Soc. 2004. V. 355. P.191-195
- Мазеева О.А. Поток долгопериодических комет в планетной области: динамическая эволюция из облака Оорта// Астрономический вестник, том 41, № 2, с. 130-141
- 8. Шульман Л.М. Ядра комет. М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. лит., 1987. 232 с.
- 9. *Rickman H.*, 1992. Physico-dynamical evolution of aging comets. In Benest D., Froeschle C., eds, Interrelations betwen Physics and Dynamics for Minor Bodies in the Solar System, Editions Frontiers, Gif-sur-Yventte, p. 197-263
- Weissman, P. R. Physical loss of long-period comets.// Astron. & Astrophys. 1980. V. 85. – P. 191-196.
- 11. Всехсвятский С.К. Физические характеристики комет// Физматгиздат. Москва.1958. 575 с.
- 12. *P. Wiegert, S.* Tremaine The Evolution of Long-Period Comets// Icarus. 1999. V. 137. P 84-98.
- 13. *Marsden B.G., Williams G.V.* Catalogue of Cometary Orbits// Minor planet Ceter. Smithsonian Astrophys. Obs. Cambridge. MA. 2005.
- 14. Everhart E. Comet Discoveries and Obsrvational Selection// Astron. J. 1967. V. 72. N6. P. 716-727.
- 15. *Everhart E.* Instrinsic Distribution of cometary Perihelia and Magnitudes// Astron. J. 1967. V.72. N8. P. 1002-1012.
- Бирюков Е.Е. Угасание комет из облака Оорта. //Вестник ЮУрГУ, 2006, Серия: Математика, физика, химия, выпуск 7. Стр. 79-85

Сближения короткопериодических комет с Юпитером. Анализ орбитальной эволюции Емельяненко Н.Ю.

Южно-Уральский государственный университет E-mail: emel@math.susu.ac.ru

Исследуется 800-летняя эволюция комет с высоким значением постоянной Тиссерана. Получены динамические эволюции 97 комет семейства Юпитера. Выделены особенности, присущие эволюциям орбит комет данного класса.

Encounters of Short-Period Comets with Jupiter. Analysis of the Orbital Evolution N.Yu.Emel'yanenko

South Ural State University

The orbital evolution of comets with high values of Tisserand constant is studied for a time interval of 800 years. Scenarios of dynamic evolution are obtained for 97 comets Jupiter's family. Particular features of the orbital evolution of the comets of this class are singled out.

Исследование динамики кометных орбит производится на основе численного интегрирования уравнений движения кометы. Используется метод Эверхарта и его программа RADAU [1]. Вычисления основываются на системах элементов орбит из каталога Марсдена и Вильямса [2]. Учитываются возмущения от 8 планет (Венера – Нептун); масса Меркурия включается в массу Солнца. Если комета проникает в йовицентрическую сферу радиусом г = 0,08 а.е., проводится учёт возмущений от несферичности фигуры Юпитера [3].

Основные задачи исследования

Анализ распределения элементов орбит комет в прошлом и будущем.
 Выделение основных закономерностей в эволюции орбит.

3.Количественный и качественный анализ сближений с Юпитером и их влияние на эволюцию орбит.

4.Поиск устойчивых тенденций в изменении кометных орбит в прошлом и будущем.

Основные результаты

1. В целом, элементы орбит исследованной группы комет не претерпели существенного изменения. Но произошли некоторые количественные перерас-пределения как результат сглаживания эффектов наблюдательной селекции:

а) орбиты имеют стабильно низкий наклон;

б) максимальный разброс афелиев и перигелиев значительно увели-чил традиционную зону захвата Юпитера:

 $3,50 \le q \le 6,74$ a.e.: $4,10 \le O \le 7,42$ a.e.,

Околоземная астрономия - 2007

в) увеличивается число комет с Р-орбитами как в прошлом, так и в будущем;

г) выход комет на орбиты с перигелием в окрестности орбиты Юпитера не сопровождается концентрацией афелиев в окрестности орбиты Сатурна или другой большой планеты.

2. Тщательный анализ эволюций позволил записать их и исследовать в виде графов:

a) выделены и обоснованы шесть эволюционных состояний кометы по положению апсидальных точек относительно орбиты Юпитера и орбитальному эксцентриситету;

б) эволюции всех комет представлены в виде графов состояний;

в) вычислены частоты пребывания каждой кометы в реализовавшихся для нее состояниях;

г) вычислены суммарные частоты пребывания комет в предложенных состояниях.

3.Анализ сближений привел к следующим результатам:

 а) установлено большое количество сближений с Юпитером. В среднем каждая комета 10% времени проводит в области сближения, испытывая 20 сближений с ним;

б) все сближения оставляют кометы под контролем Юпитера;

в) выявлены следующие особенности сближений: 42 кометы испытывают реверсию линии апсид, 45 комет – временный спутниковый захват, 51 комета – кратные минимумы функции йовицентрического расстояния.

 Выделены устойчивые тенденции в эволюции кометных орбит:
 а) эволюции 81% комет содержат временной промежуток, в течение которого комета движется по низко-эксцентрической орбите;

б) кометы тяготеют к циклическому преобразованию орбит;



в) для исследованных комет предложен
 эволюционный граф состояний (рис.1):

В рамках решаемой задачи по исследованию эволюции орбит предложены и аргументированы изменения в классификации сближений по глобальному минимуму:

 $\rho \leq 0.084$ а.е. – сильное ($\approx 0,5$ сферы тяготения); $0.084 < \rho \leq 0.347$ а.е. – тесное (сфера Хилла); $0,347 < \rho \leq 1,044$ а.е. – умеренное $1,044 < \rho \leq 2,000$ а.е. – незначительное Данная работа была поддержана грантом РФФИ 06-02-16512.

Литература:

- 1. Everhart E. Implicit single-sequence methods for integration orbits // Celest. Mech. 1974. V. 10. №1. P. 35–55.
- Marsden B.G, Villiams G.V. Catalogue of Cometary Orbits // Smithsonian Astrophysics Observatory. Cambridge. 2003.
- Емельяненко Н.Ю. Эволюция орбит комет, имеющих тесные сближения с Юпитером. II. Анализ влияния несферичности фигуры Юпитера // Астрон. Вестн. 1992. Т. 26. № 5. С.30–34.

Источники зодиакальной пыли Ипатов ^{1,2} С.И.

¹ Отдел Земного Магнетизма, Институт Карнеги в Вашингтоне, США ² Институт Космических Исследований, Москва, Россия E-mail: <u>siipatov@hotmail.com</u>; http://www.dtm.ciw.edu/ipatov

Доли астероидных частиц, частиц, образующихся за орбитой Юпитера, (включая транснептунные частицы) и кометных частиц, образующихся внутри орбиты Юпитера, среди зодиакальной пыли оцениваются порядка 1/3 каждая, с возможным отклонением до 0.1-0.2. Эти оценки основаны на сравнении наших моделей зодиакального облака, которые использовали результаты численного интегрирования эволюции орбит пылевых частиц, порождающихся астероидами, кометами и транснептунными телами, с различными наблюдениями (например, с WHAM наблюдениями спектра зодиакального света и оценками числа частиц в единице объема на различных расстояниях от Солнца). Доля частиц, производимых кометами типа кометы Энке (с эксцентриситетами ~0.8-0.9), не превышает 0.15. Оцениваемая доля частиц, производимых долгопериодическими кометами и кометами типа кометы Галлея, среди зодиакальной пыли не превышает 0.1-0.15. Хотя транснептунные частицы удовлетворяют некоторым наблюдениям внутри орбиты Юпитера, они не могут доминировать среди зодиакальной пыли, так как исследования зависимости числа частиц в единице объема от расстояния от Солнца показывают, что транснептунные частицы не могут доминировать между орбитами Юпитера и Сатурна. Средние эксцентриситеты орбит зодиакальных частиц, которые лучше удовлетворяют WHAM наблюдениям, порядка 0.2-0.5, с наиболее вероятным значением порядка 0.3.

Sources of Zodiacal Dust

Ipatov ^{1,2} S.I.

¹ Department of Terrestrial Magnetism, Carnegie Institution of Washington, USA ² Space Research Institute, Moscow, Russia

Fractions of asteroidal particles, particles originating beyond Jupiter's orbit (including trans-Neptunian particles), and cometary particles originating inside Jupiter's orbit

among zodiacal dust are estimated to be about 1/3 each, with a possible deviation from 1/3 up to 0.1-0.2. These estimates were based on the comparison of our models of the zodiacal cloud that use results of numerical integration of the orbital evolution of dust particles produced by asteroids, comets, and trans-Neptunian objects with different observations (e.g., WHAM [Wisconsin H-Alpha Mapper spectrometer] observations of spectra of zodiacal light, the number density at different distances from the Sun). The fraction of particles produced by Encke-type comets (with e~0.8-0.9) does not exceed 0.15 of the overall population. The estimated fraction of particles produced by long-period and Halley-type comets among zodiacal dust also does not exceed 0.1-0.15. Though trans-Neptunian particles fit different observations of dust inside Jupiter's orbit, they cannot be dominant in the zodiacal cloud because studies of the distribution of number density with a distance from the Sun shows that trans-Neptunian particles cannot be dominant between orbits of Jupiter and Saturn. Mean eccentricities of zodiacal particles that better fit the WHAM observations were about 0.2-0.5, with a more probable value of about 0.3.

Introduction

A lot of dust particles are produced by small bodies in the solar system. The dust located within about 2 AU from the Earth is seen as the zodiacal light. There are various points of view on the contributions of asteroidal, cometary, and trans-Neptunian dust to the zodiacal cloud (see review in [1]). The previous estimates of the contributions were based on the Infrared Astronomical Satellite (*IRAS*) and *COBE/DIRBE* observations, on cratering rates, shape of microcraters, etc. In the present paper, for estimates of the contributions we compared our model of the dust cloud for particles produced by different small bodies with the observations of the number density at different distances from the Sun and with the observations of velocities of zodiacal dust particles obtained by Reynolds et al. [2] with the use of the Wisconsin H-Alpha Mapper (WHAM) spectrometer. Our models were based on our studies of migration of dust particles produced by different small bodies.

Model

Our studies of models of the zodiacal cloud used the results of the orbital evolution of about 15,000 asteroidal, cometary, and trans-Neptunian dust particles under the gravitational influence of planets, the Poynting-Robertson drag, radiation pressure, and solar wind drag. Results of some of these integrations were presented in [3-4] (our recent papers can be found on astro-ph and on http://www.astro.umd. edu/~ipatov or http://www.dtm.ciw.edu/ipatov), but other problems (mainly the probabilities of collisions of particles with the terrestrial planets) were considered.

The initial positions and velocities (not orbits) of asteroidal particles (*ast* runs) used in our models were the same as those of the first N numbered main-belt asteroids, i.e., dust particles were assumed to leave the asteroids with zero relative velocity. The initial positions and velocities of the trans-

Neptunian particles (*tn* runs) were the same as those of the first *N* trans-Neptunian objects (TNOs). The initial positions and velocities of cometary particles were the same as those of Comet 2P/Encke (a=2.2 AU, e=0.85, $i=12^{\circ}$), or Comet 10P/Tempel 2 (a=3.1 AU, e=0.526, $i=12^{\circ}$), or Comet 39P/Oterma (a=7.25 AU, e=0.246, $i=2^{\circ}$), or test long-period comets (e=0.995 and q=a(1-e)=0.9 AU or e=0.999 and q=0.1 AU, *i* varied from 0 to 180° in each calculation, particles produced at perihelion; these runs are denoted as lp runs), or test Halley-type comets (e=0.975, q=0.5 AU, *i* varied from 0 to 180° in each calculation, particles launched at perihelion; these runs are denoted as ht runs). Calculations for particles originating from Comets 2P/Encke, 10P/Tempel 2 and 39P/Oterma are denoted as 2P, 10P and 39P runs, respectively.

In our calculations for asteroidal and cometary particles, the values of β , the ratio of the Sun's radiation pressure force to gravitational force, varied from ≤ 0.0004 to 0.4 (each run was for a fixed β). For silicates at density of 2.5 g/cm³, the β values equal to 0.004, 0.01, 0.05, 0.1, and 0.4 correspond to particle diameters *d* of about 120, 47, 9.4, 4.7, and 1 microns, respectively. For water ice, *d* is greater by a factor of 2.5 than that for silicate particles. The orbital evolution of dust particles was studied by us for a wider range of masses (including particles up to several millimeters) than in most papers by other authors.

We studied [1,4] how the solar spectrum observed at the Earth is changed by scattering by dust particles. This was carried out by first considering all orbital elements of dust particles during a single run, which were stored in computer memory with a step $d_i \sim 20-100$ yr. Based on these stored orbital elements, we calculated velocities and positions of particles and the Earth during the dynamical lifetimes of the particles. For each pair of positions of a particle and the Earth, we then calculated many ($\sim 10^2-10^4$ depending on a run) different positions of a particle and the Earth during the period P_{rev} of revolution of the particle around the Sun, considering that orbital elements do not vary during P_{rev} . In each run, particles of the same size (i.e., at the same β) and the same source (i.e., asteroidal) were studied. The plots of the obtained spectrum [1,4] were compared with the observations made by Reynolds et al. [2] who measured the profile of the scattered solar Mg I λ 5184 absorption line in the zodiacal light, using the WHAM spectrometer. The details of plots depend on diameters, elongations, inclinations, and a source of particles.

For different values of solar elongation ε , based on the model spectrum, which was calculated with the use of the distribution of velocities and positions of dust particles in our run, we determined the shift D_{λ} of the model centroid wavelength with respect to the centroid wavelength of the unscattered solar profile near Mg I λ 5184 absorption line. For each value of ε , particles in a beam of diameter of 2.5° were considered. Based on D_{λ} , we calculated 'characteristic' velocity $v_c = v_i D_{\lambda} / \lambda$, where v_i is the speed of light and λ is the mean wave length

of the line. The plot of v_c vs. the solar elongation ε along the ecliptic plane is called the 'velocity-elongation' plot.

The 'velocity-elongation' curves obtained for different scattering functions considered were close to each other for directions from the Earth not close to the Sun. The differences between the curves for several sources of dust reached its maximum at elongation between 90° and 120°. For future observations of velocity shifts in the zodiacal spectrum, it will be important to pay particular attention to these elongations.

The velocity amplitudes in plots of v_c vs. ε are greater for greater mean eccentricities and inclinations, but they depend also on distributions of particles over their orbital elements [1]. The mean eccentricities of zodiacal particles located at 1-2 AU from the Sun that better fit the WHAM observations are between 0.2 and 0.5, with a more probable value of about 0.3.

Estimates of sources of zodiacal dust based on observations of number density

First we consider the fractions that fit the observations of the number density n(R). For particles originating inside Jupiter's orbit, n(R) decreases quickly with distance R from the Sun at R>3 AU [4]. For 39P runs and $\beta \ge 0.002$, n(R)was greater at R=3 AU than at $R\sim5-10$ AU, and it was greater for smaller R at R < 3 AU. Therefore the fraction of particles originating beyond Jupiter's orbit among overall particles at R=3 AU can be considerable (and even dominant) in order to fit Pioneer's 10 and 11 observations, which showed that $n(R) \approx \text{const}$ at R~3-18 AU and masses ~10⁻⁹-10⁻⁸ g (d~10 µm and β ~0.05). Otherwise one must explain why particles migrated from 7 to 3 AU disappear somewhere. The number density of trans-Neptunian particles at R~5-10 AU is smaller by a factor of several than that at $R \sim 20-45$ AU. Therefore in order to fit $n(R) \approx \text{const}$, the fraction of trans-Neptunian particles at $R \sim 5-10$ AU must be smaller by a factor of several than the fraction of particles produced by comets at such R, and we can expect that at $d\sim 10 \,\mu\text{m}$ the fraction of trans-Neptunian dust among zodiacal particles is smaller by a factor of several than the fraction of cometary particles originated beyond Jupiter's orbit and probably doesn't exceed 0.1.

The values of α in $n(R)=c \cdot R^{-\alpha}$ for R equal to 0.3 and 1 AU, at R=0.8 and R=1.2 AU, and at R equal to 1 and 3 AU for our models were presented in [1]. Observations showed that (for $\beta \ge 0.1$) $\alpha=1.3$ at R between 0.3 and 1 AU, $\alpha=1.1$ at $R\approx 1$ AU, and $\alpha=1.5$ between the Earth's orbit and the asteroid belt. In our models at $0.3 \le R \le 1$ AU and $0.001 \le \beta \le 0.2$, all values of α exceed 1.9 for Comet 2P particles and are smaller than 1.1 for asteroidal particles. At $\beta \ge 0.02$, the values of α for particles originating from other considered comets were less than 1.5, but were mainly greater than those for asteroidal particles and in some runs exceeded 1.3. For two-component dust cloud model, $\alpha=1.3$ can be produced if we consider 86% of particles with $\alpha=1.1$ and 14% of particles with $\alpha=2$. It means that the fraction of Comet 2P particles is probably less than 0.15. Dynamical lifetimes of lp and ht particles are small at $\beta>0.02$, and so the fraction

of such particles in the overall population is small at $d<20 \ \mu\text{m}$. Observations of the number density were made for small particles, and they doesn't allow one to make conclusions on the fractions of lp or ht particles at $\beta \leq 0.01$.

At $\beta \ge 0.1$ and $0.8 \le R \le 1.2$ AU, the mean value of α for all sources of dust considered was a little smaller than 1.5. For cometary dust, α was mainly greater than for asteroidal dust; this difference was greater at $\beta \le 0.05$ than at $\beta \ge 0.1$. For $\beta \le 0.2$, the values of α for Comet 2P particles were greater than for other sources of dust considered. At $1 \le R \le 3$ AU for most of the dust sources, the values of α were mainly greater than the observed value equal to 1.5. At $0.1 \le \beta \le 0.2$, the values of α for particles originating from trans-Neptunian objects and Comet 39P/Oterma better fit the observational value of 1.5 than those for particles from other sources (including asteroidal dust). This is another argument that fraction of particles produced outside of Jupiter's orbit can be considerable.

Estimates of sources of zodiacal particles based on the WHAM observations

Comparison of the 'velocity-elongation' plots and of the mean width of the Mg I line obtained at the WHAM observations with the plots and the width based on our models provide evidence of a considerable fraction of cometary particles in zodiacal dust, but it does not contradict to a fraction of asteroidal dust >30 % needed to explain formation of dust bands.

In the future we plan to explore the fractions of particles of different origin in the overall dust population based on various observations and taking into account a model for the size distribution of particles. Here we present estimates based on a much simpler, two-component zodiacal dust cloud that fits the observations of a velocity amplitude v_a , which is considered as an amplitude in plots of v_c vs. ε at 90°≤ ε ≤270°. For example, with v_a =9 km/s for asteroidal dust (or Comet 10P particles) and at v_a =14 km/s for Comet 2P particles, the fraction f_{ast10P} of asteroidal dust plus cometary particles similar to Comet 10P particles would have to be 0.4. If all of the high-eccentricity cometary particles in the zodiacal cloud were from long-period comets (v_a =33 km/s), then f_{ast10P} =0.88. Therefore for the above two-component models, we have f_{ast10P} =0.4-0.9, with 1- f_{ast10P} =06 brightness of the zodiacal cloud due to particles produced by high-eccentricity (e>0.8) comets.

The contribution of lp particles to the zodiacal light cannot be large because their inclinations are large and *IRAS* observations showed that most of the zodiacal light is due to particles with inclinations $i<30^\circ$. Also lp and ht particles alone cannot provide constant number density at $R\sim3-18$ AU. At $\beta\geq0.004$, lpparticles are quickly ejected from the solar system, so, as a rule, among zodiacal dust we can find lp particles only with $d\geq100$ µm. The contribution of lpparticles to the total mass of the zodiacal cloud is greater than their contribution to the brightness, as surface area of a particle of diameter d is proportional to d^2 , and its mass is proportional to d^3 . Comet 2P, lp, and ht particles are needed to compensate for the small values of v_a (~8-9 km/s) for asteroidal and Comet 10P particles. Formally, the observed values of v_a can be explained only by Comet 39P and trans-Neptunian particles, without any other particles (including asteroidal particles). Cometary particles originating beyond Jupiter's orbit are needed to explain the observed number density at R>5 AU, so the contribution of such particles to the zodiacal light is not small. Therefore the values of f_{astl0P} can be smaller than those for the two-component models discussed above, but the contribution of lp and ht particles (with $e \ge 0.975$) to the zodiacal light cannot exceed 0.1 in order to fit the observations of v_a .

The dynamical lifetimes of lp particles at $\beta \le 0.002$ (i.e., at $d \ge 200 \ \mu$ m) can exceed several Myrs (i.e., can exceed mean lifetimes of asteroidal and Comet 2P particles). Thus the fraction of large lp particles in the zodiacal cloud can be greater than their fraction in the new particles that were produced by small bodies or came from other regions of the solar system. Dynamical lifetimes of dust particles are usually greater for greater d (smaller β) [4], and some particles can be destroyed by collisions with other particles. Therefore the mass distributions of particles produced by small bodies are different from the mass distributions of particles located at different R.

Our studies presented above do not contradict to the model of the zodiacal cloud for which fractions of asteroidal particles, particles originating beyond Jupiter's orbit (including trans-Neptunian particles), and cometary particles originating inside Jupiter's orbit are about 1/3 each, with a possible deviation from 1/3 up to 0.1-0.2. A considerable fraction of cometary particles among zodiacal dust is in accordance with most of other observations, e.g. with observations of the width of Mg I line [1]. Our estimated fraction of particles produced by long-period and Halley-type comets in zodiacal dust does not exceed 0.1-0.15. The same conclusion can be made for particles originating from Encke-type comets (with $e \sim 0.8-0.9$).

Though our computer model is limited, the main conclusions on the fractions of particles of different origin among zodiacal dust are valid for a wider range of models. Each 'velocity-elongation' curve used in our present studies of fractional contributions was obtained for a fixed size of particles. Our calculations showed that the difference between characteristic velocities corresponding to shifts in the Mg I line (or between mean eccentricities) for different sizes of particles was usually less than the difference for different sources of particles (e.g., asteroidal, Comet 2P, and Comet 39P particles). It means that reasonable variations of mass distributions of zodiacal particles do not influence on our conclusions about the fractions of asteroidal and cometary dust among overall zodiacal particles. Eccentricities and inclinations of most zodiacal particles are not small and their mean values usually do not differ much for different relatively close values of β . We expect that mean variations in orbital elements of the particles due to collisions are smaller than these elements and these variations do not change our conclusions about sources of zodiacal particles. The collisional lifetimes of particles may be comparable or shorter than their dynamical lifetimes, and production of different particles can be different at different distances from the Sun. For more accurate models, collisional processes must be taken into account, but the conclusions made in the present paper do not depend on collisional evolution of particles.

Conclusions

Our study of velocities and widths of the scattered Mg I line in the zodiacal light is based on the distributions of positions and velocities of migrating dust particles originating from various solar system sources. These distributions were obtained from our integrations of the orbital evolution of particles produced by asteroids, comets, and trans-Neptunian objects.

The comparison of the observations of 'velocity-elongation' plots and mean widths of the zodiacal Mg I line made by Reynolds et al. [2] with the corresponding plots and widths obtained in our models shows that asteroidal dust particles alone cannot explain these observations, and that particles produced by comets, including high-eccentricity comets (such as Comet 2P/Encke and long-period comets), are needed. The conclusion that a considerable fraction of zodiacal dust is cometary particles is also supported by the comparison of the variations of a number density with a distance from the Sun obtained in our models with the spacecraft observations.

Cometary particles originating inside Jupiter's orbit and particles produced beyond Jupiter's orbit (including trans-Neptunian dust particles) can contribute to zodiacal dust about 1/3 each, with a possible deviation from 1/3 up to 0.1-0.2. The fraction of asteroidal dust is estimated to be ~0.3-0.5. The estimated contribution of particles produced by long-period and Halley-type comets to zodiacal dust does not exceed 0.1-0.15. The same conclusion can be made for particles originating from Encke-type comets (with e~0.8-0.9).

References:

- 1. Ipatov S.I., Kutyrev A., Madsen G.J., Mather J.C., Moseley S.H., Reynolds R.J., Dynamical zodiacal cloud models constrained by high resolution spectroscopy of the zodiacal light. // *Icarus*, 2008, in press.
- 2. Reynolds R.J., Madsen G.J., and Moseley S.H. New measurements of the motion of the zodiacal dust. // Astrophys. J. 2004. Vol. 612. P. 1206-1213.
- 3. Ipatov S.I., Mather J.C., and Taylor P.A., Migration of interplanetary dust. // "Astrodynamics, Space Missions, and Chaos", ed. by E. Belbruno, D. Folta, and P. Gurfil, *Annals of the New York Academy of Sciences*. 2004. Vol. 1017. P. 66-80.
- 4. Ipatov S.I., Mather J.C., Migration of small bodies and dust to near-Earth space. // *Advances in Space Research*. 2006. Vol. 37. N 1. P. 126-137.

Анализ движения ядер кометы Шумейкер-Леви 9 в области сближения с Юпитером Емельяненко Н.Ю.

Южно-Уральский государственный университет E-mail: emel@math.susu.ac.ru

Анализируется движение 19 ядер кометы Шумейкер-Леви 9 в области ее последнего сближения с Юпитером. Находятся финальные состояния орбит ядер в прошлом. Наиболее вероятно, что комета принадлежала семейству Юпитера и испытала низкоскоростное афелийное сближение с ним. Результатом сближения стал временный гравитационный захват кометы на орбиту спутника Юпитера. Это была высокоэксцентричная орбита с перийовием порядка 1-1.5 радиуса планеты. В одном из перийовиев комета разделилась на две части. В работе показано, что дробление ядра могло продолжаться в течение 56 обращений кометы вокруг Юпитера.

Analysis of the Comet Shoemaker-Levy 9 Nuclei Motion near the Encounter with Jupiter

Emel'yanenko N.Yu. South Ural State University

The last encounter of Comet Shoemaker-Levy 9 with Jupiter is studied. The motion of 19 fragments of this comet is analyzed. The final orbits of the nuclei in the past are found. We propose that Comet Shoemaker-Levy 9 was a member of the Jupiter family. It had the low-velocity aphelion encounter with the temporary gravitational capture into a satellite orbit. This was a high-eccentricity one with a very small perijovian of 1-1.5 Jupiter's radius. The comet broke down into two parts near some perijovian. The following fragmentation of the comet nuclei could continue for 56 revolutions around Jupiter.

Введение

По некоторым предположениям комета Шумейкер-Леви 9 в 1992 году прошла очень близко от Юпитера, внутри предела Роша. При этом она была разорвана приливными силами более чем на 20 различных по величине фрагментов, которые затем растянулись вдоль ее орбиты на несколько миллионов километров. Цель работы - исследовать йовицентрическое движение ядер кометы

Задачи и метод исследования

Основные задачи исследования:

а)определить количество минимумов функции йовицентрического расстояния каждого ядра;

б)оценить время пребывания ядер в области сближения;

в)выделить финальные состояния орбит ядер в момент входа в область сближения.

Динамика малых тел-

Предварительный анализ движения ядер кометы Шумейкер-Леви 9 показал, что она испытала низкоскоростное сближение с Юпитером [1].

Дифференциальные уравнения движения 19 ядер кометы интегрировались в гелиоцентрических координатах методом Эверхарта [2], с учётом возмущений от 8 планет (Венера – Нептун); масса Меркурия включалась в массу Солнца. Как только объект попадал в сферу радиусом r_i = 0,08 а.е., проводился учёт возмущений от несферичности фигуры Юпитера [3].

Пусть а, е, q, О – большая полуось, эксцентриситет, перигелийное и афелийное расстояния оскулирующей гелиоцентрической орбиты кометы ;

qj,Qj,ej,Vj – перийовий, апойовий, эксцентриситет оскулирующей йовицентрической орбиты и йовицентрическая скорость кометы.

Элементы орбит 19 ядер кометы Шумейкер-Леви 9 мы взяли из каталога кометных орбит Марсдена и Вильямса [4]. На эпоху оскуляции t₀ они расходились незначительно, например, в элементе a на величину $\Delta a_{max} < 0.4$ а.е. Исследуем йовицентрическое движение каждого ядра в отдельности,

как возможный вариант движения кометы в области сближения.

Областью сближения считаем сферу радиусом в 2 а.е. [5].

Мы определили элементы орбит ядер на момент T_1 – входа в область сближения (в прошлом). Орбиту ядра в момент времени T_1 назовём финальным состоянием ядра.

Можно было предположить, что финальные состояния ядер в области сближения с Юпитером будут разделяться на три группы:

Состояние А – афелийное расстояние гелиоцентрической орбиты близко к среднему радиусу орбиты Юпитера :

 $O \approx R_{..}$

Состояние *P* – перигелийное расстояние гелиоцентрической орбиты близко к среднему радиусу орбиты Юпитера :

 $q \approx R_{i}$

Состояние *S* – йовицентрическое расстояния ядра становится меньше среднего радиуса Юпитера ($\hat{R}=0.00043$ a.e.):

$r \leq R$.

В ходе проделанной работы были выявлены два состояния: А и S.

Финальное состояние А зафиксировано у 13 ядер – это 68%, то есть абсолютное большинство исследованных ядер: A, D, E, F, G, K, L, P, O, S, T, U, W.

Финальное состояние S (таких ядер шесть): B, C, H, N, R, V. Их йовицентрическое расстояние в некоторый момент времени t оказалось меньше среднего радиуса Юпитера, то есть, в момент времени t произошло столкновение с планетой (в прошлом). Можно предположить, что комета Шумейкер-Леви 9, также как и комета Галлея, имела форму гантели и сначала разделилась на две части в перемычке под действием приливных сил (возможно, каких-то других сил, которые очень трудно учесть, так как не до конца известна их природа). При интегрировании уравнений движений ядер они не учитывались.

Финальное состояние Р не зафиксировано.

Выше уже было высказано предположение о первоначальном разделении кометы на две части. У нас получились два совершенно разных финальных состояния: A и S, что подтверждает это предположение. Из одного куска получились ядра с финальным состоянием A, а из другого - с финальным состоянием S.

Мы подсчитали число минимумов каждого ядра в области сближения. Для орбит вида A – до момента выхода из области сближения. Для орбит вида S – до момента столкновения с Юпитером.

Была предпринята попытка по определению момента распада кометы. При исследовании ядер кометы Шумейкер-Леви 9 были найдены все минимальные йовицентрические расстояния ядер и их число:

 $35 \le N \le 165$

Были определены невязки (отклонения моментов наступления минимумов ядер от среднего момента наступления каждого минимума для всех ядер).

 $\Delta t = T_{cp} - T_{min}^{i},$ где i = 1, 219

Мы предположили, что невязки будут минимальны в момент возможного распада родительского тела. На промежутке времени между 36 и 92 минимумами невязки минимальны:

 $36 \le N \le 92$.

Это говорит о том, что скорее всего где-то на этом промежутке времени комета Шумейкер-Леви 9 распалась. Маленькие невязки наблюдаются в течение 56 обращений кометы вокруг Юпитера, что подтверждает наше предположение о постепенном дроблении родительского тела.

При интегрировании уравнений движения ядер вычислялась их йовицентрическая скорость. Она оказалось очень маленькой, порядка 1 – 2 км/с, то есть комета испытала низкоскоростное сближение с Юпитером.

В работе [6] мы предложили 8 моделей низкоскоростных сближений, отличающихся начальными условиями. На плоскости (a, e) они образуют некоторую область ω – область комет с особенностями в сближениях с Юпитером. На рис.1 изображена область ω и финальные положения A 13 ядер (несколько ядер перекрывают друг друга частично или полностью). Все эти ядра попадают в левую часть области ω (афелий расположен в окрестности орбиты Юпитера). Такие объекты могут испытывать низкоскоростные сближения. Ядра оказались в области между линиями A_1 и A_3 или на линии A_3 , где возможен временный спутниковый захват (BC3) на



большой дуге орбиты с центром в афелии.

Рис. 1. Финальные состояния ядер на плоскости (a,e)

Здесь невозможны геометрические кратные минимумы (ГКМ). Все ядра близки к линии A_3 (афелий совпадает с радиусом гелиоцентрической орбиты Юпитера), что делает возможным сильное сближение с ним (ρ <0.08 а.е.). Сильное низкоскоростное сближение привело к гравитационному захвату кометы на орбиту спутника Юпитера. В пользу гравитационного захвата в первом минимуме сближения свидетельствуют столкновения с Юпитером шести ядер в прошлом. Все минимумы ядер – это физические кратные минимумы (ФКМ). Итак, комета Шумейкер-Леви 9 принадлежала семейству Юпитера и находилась на орбите A. Ее последнее сближение с Юпитером – это афелийное низкоскоростное сильное сближение. Оно протекало по моделям $A_1 - A_3$, не допускавшим ГКМ.

Заключение

Положения ядер кометы Шумейкер-Леви 9 на плоскости (a,e) позволяют родительскому телу испытать афелийное низкоскоростное сильное сближение с Юпитером. В окрестности сильного минимума комета была захвачена на орбиту спутника Юпитера.Наиболее вероятно, что распад кометы произошел на промежутке времени между 36 и 92 минимумами (при интегрировании назад).

Ядра кометы Шумейкер-Леви 9 имеют в прошлом 2 типа финальных состояний: А и S – актуально предположение о том, что первоначально комета распалась на две части. Из одной части получились ядра с финальным состоянием A, из другой – с финальным состоянием S. Данная работа была поддержана грантом РФФИ 06-02-16512. **Литература:**

- 1. Емельяненко Н.Ю. Короткопериодические кометы с высоким значением постоянной Тиссерана. III. Кинематика низкоскоростных сближений // Астрон. Вестн. 2003 Т. 37. № 1. С. 66–73.
- Everhart E. Implicit single-sequence methods for integration orbits // Celest. Mech. 1974. V. 10. №1. P. 35–55.
- Емельяненко Н.Ю. Эволюция орбит комет, имеющих тесные сближения с Юпитером. II. Анализ влияния несферичности фигуры Юпитера // Астрон. Вестн. 1992. Т. 26. № 5. С.30–34.
- 4. Marsden B.G., Williams G.V. Catalogue of Cometary Orbits // Smithsonian Astrophysics Observatory. Cambridge. 2003.
- Емельяненко Н.Ю. Короткопериодические кометы с высоким значением постоянной Тиссерана. II.Сближения с Юпитером и другими планетами-гигантами // Астрон. Вестн. 1997 Т.31. №6. С.516–522.
- 6. Емельяненко Н.Ю. Модели низкоскоростных сближений комет с Юпитером // Кинематика и физика неб. тел. 2003 . №4. С. 113-116.

Аналитическая модель перехода тел с периферии во внутренние части Солнечной системы и прогноз появлений неоткрытых опасных тел Перов Н.И., Шилова К.Г

Перов П.И., Шилова К.I ЯГПУ E-mail:: <u>perov@yspu.var.ru</u>

Представлены модель происхождения короткопериодических комет и метод прогноза появлений неоткрытых, движущихся по гиперболическим орбитам, небесных тел, представляющих опасность для земной цивилизации, на основе гипотезы взаимодействия этих тел и планет-гигантов Солнечной системы. Вычислены эклиптические геоцентрические координаты (λ , β) соответствующих метеорных потоков (комет) и определены эпохи их появлений.

Analytical Model of Transition of Bodies from Periphery into Internal Region of the Solar System and Forecasting of Appearance of Undiscovered Hazardous Bodies

Perov N.I. , Shilova K.G. YSPU

A model of origin of short periodical comets and forecasting of appearances of undiscovered celestial bodies, moving along hyperbolic orbits as well hazardous for the Earth' civilization but unobservable comets, based on the hypothesis of interaction of these bod-

Динамика малых тел-

ies and major planets of the Solar system is presented below. The geocentrical ecliptical coordinates (λ , β) of corresponding meteor's streams radiants (comets) and epochs of theirs appearance are determined.

Введение

Существует 10¹²-10¹³ комет в (гипотетическом) облаке Оорта. Звезды и гигантские молекулярные облака, движущиеся вблизи Солнца, оказывают гравитационное воздействие на некоторые кометы облака Оорта, отклоняя их траектории движения в сторону внутренней части Солнечной системы. Эти кометы превращаются в короткопериодические, долгопериодические, параболические или гиперболические кометы. Большие планеты могут играть важную роль в этом процессе. Около 2000 комет содержится в современных кометных каталогах. Развитие теоретических методов локализации в космическом пространстве неоткрытых комет, прогноза появлений около Земли потенциально опасных малых тел вызывает особый интерес [1]. Модель прогноза появлений неоткрытых комет, опасных для земной цивилизации, основанная на гипотезе их взаимодействия с большими планетами Солнечной системы, представлена ниже.

Нетрадиционная модель миграции комет

Рассмотрим пространственную модель взаимодействия параболической кометы с планетой массы $M_{\rm pl}$ [2]. Комета в перигелии своей гелиоцентрической орбиты сближается с планетой, движущейся по круговой орбите радиусом $r_{\rm pl}$ со скоростью $V_{\rm pl}$. Плоскости орбит кометы и планеты образуют угол i_0 . Процесс взаимодействия кометы и планеты будем рассматривать как мгновенный поворот вектора относительной скорости Vc кометы. Здесь Vc - вектор начальной скорости кометы (в момент времени входа кометы в сферу действия планеты). Угол поворота $\hat{\theta}$ вектора скорости кометы (в сфере действия планеты) - максимальный, если комета сближается с планетой на минимально допустимое расстояние, не разрушаясь. В качестве такого расстояния выберем радиус R_{nl} планеты. При рассмотрении планетоцентрической гиперболической траектории кометы введём постоянную величину – прицельное расстояние р кометы. Оно должно превышать значение $\rho_{\rm crit}$ (для $\rho_{\rm crit}$ $r_{\rm min} = R_{\rm pl}$), иначе комета столкнется с планетой, и дальнейшее её существование в данной модели движения будет невозможно. Комета со скоростью V попадает в сферу влияния Солнца, масса которого M_{sun} . Полагая для гелиоцентрического движения $r_{\text{pl}} \approx r$ (в момент "столкновения' кометы с планетой), определим в аналитическом виде угол поворота θ вектора скорости кометы в сфере действия планеты, большую полуось а, эксцентриситет е, истинную аномалию v кометы (после выхода кометы из сферы действия планеты) для новой гелиоцентрической орбиты кометы, угол α между гелиоцентрическим радиус- вектором кометы r и вектором её гелиоцентрической скорости *V*. Новое расстояние до перигелия
кометы обозначим г., Определим в рамках данной модели параметры новой гелиоцентрической орбиты кометы. Эти параметры связаны с некоторыми параметрами начальной (параболической в соответствии с моделью) орбиты кометы следующими формулами [2]

$$' = \frac{1}{\left[\frac{M_{Sum}}{M_{pl}} \cdot \frac{R_{pl}}{r_{pl}} (3 - 2\sqrt{2}\cos i_0) + 1\right]^2},$$
(1)

$$a = \frac{r_{pl}}{4 v'(\sqrt{2}\cos i_0 - 1)},$$
(2)

$$e^{2} = 1 - 8\nu' (\sqrt{2}\cos i_{0} - 1) \{ [1 - \sqrt{2}\nu' (\sqrt{2} - \cos i_{0})]^{2} + 2\nu'^{2}\sin^{2} i_{0} \} , \qquad (3)$$

$$tgi = \pm \frac{\sin i_0 (1 - 2\nu')}{\cos i_0 - \sqrt{2}\nu' (\sqrt{2}\cos i_0 - 1)} \quad , \tag{4}$$

$$\cos v = \frac{2 \cdot \left\{ \left[1 - \sqrt{2}v'(\sqrt{2} - \cos i_0) \right]^2 + 2v'^2 \sin^2 i_0 \right\} - 1}{(5)}$$

С

ν

Конфигурации Юпитера и Сатурна в эпохи появлений неоткрытых опасных комет

Рассмотрим метод прогноза эпох максимального сближения с Землей необнаруженных до настоящего времени комет, в основе которого лежит модель миграции этих комет с периферии Солнечной системы во внутренние её части. В данной модели параболические орбиты комет трансформируются в гиперболические. Используя числовые значения известных параметров планет-гигантов и уравнения (1) - (5), при различных значениях i_{w} легко найти параметры новой орбиты: *i*, *v*, *a*, *e*, *v*, а затем определить момент времени и истинную аномалию кометы, когда её орбита пересекается (или только сближается) с орбитой Земли. Для данной модели, если расстояние между кометой и Землей будет равно 0, угол (φ) между направлениями "Солнце - комета (или Земля)" и "Солнце - планета", так же, как угол (ψ) между направлениями "Земля (или комета) - планета" и "Земля (или комета) - Солнце", связан с эпохами максимального сближения неоткрытых комет с Землёй. Для примера рассмотрим две группы параболических комет. Кометы одной из них в перигелии своей гелиоцентрической орбиты проходят около Юпитера, другие же проходят в перигелии вблизи Сатурна. В соответствии с данной моделью и формулами (1) - (5) результаты вычисления представлены в Таблице 1.

Некоторые параболические кометы после сближения (в перигелиях гелиоцентрических орбит) с Сатурном превращаются в гиперболические кометы и почти достигают поверхности Солнца (*r*_в=0.0037 а.е.) (таблица 1).

В рассмотренной модели минимальные значения новых перигелий-

ных расстояний комет r_р после взаимодействия их с Ураном и Нептуном равны соответственно 1.6991 а.е. и 2.180 а.е. (Если начальный (и финальный) наклон плоскостей орбит комет $i_0 = 0^\circ$, то их минимальные значения r_p после взаимодействия с Юпитером, Сатурном, Ураном и Нептуном равны: 1.1967 а.е., 2.3137 а.е., 4.9928 а.е. и 6.9992 а.е. соответственно. В этом случае невозможны (по крайней мере на ближайшем обороте) последующие столкновения этих комет с Землёй [2]).

Таблица 1. Параметры новых гелиоцентрических орбит комет (метеороидов) после сближения на расстояние радиуса планеты с Юпитером (Комета – Ю) и Сатурном (Комета – С). Опасные кометы дважды пересекают земную орбиту. Первоначальные орбиты комет являются параболическими. Начальный (и финальный) наклон плоскостей орбит таких комет і =180°. (см. также текст).

		0 ()						
Параметры	Планета							
новых	Юпитер	Сатурн						
орбит	$(a_{Jup}=5.203 \text{ AU})$	$(a_{\rm Sat} = 9.537 {\rm AU})$						
комет	Комета - Ю	Комета - С						
a, AU	-1.316	-3.440						
е	1.500998	1.001082						
<i>v</i> , градусы	117.072	176.504						
$r_{\rm p}$ a.e.	0.6592	0.0037						
	34.3345	15.3136						
ф, градусы	178.9807	11.8657						
	41.6769	17.0782						
ψ, градусы	0.8549	166.7580						

Некоторым обоснованием предложенной модели прогноза появлений экологически опасных комет являются наблюдаемые распределения короткопериодических комет семейств Юпитера по эпохам их открытий (Таблица 2 и Таблица 3) [3].

Из Таблиц 2 и 3 следует, что число комет увеличивается в интервалах А и В от 80° до 100°. Теоретические значения углов А и В, в рамках парной задачи двух тел при $i_0 = 0^\circ$ [2], равны A= 83°07 ', B=85°53'.

Прогноз появлений опасных неоткрытых комет

В рассмотренной модели миграции комет при начальном наклоне плоскости орбиты кометы к плоскости орбиты планеты 180° и их тесных сближениях (в перигелии орбиты кометы) эпохи появлений опасных комет (вблизи Земли) соответствуют определённым положениям Сатурна и Юпитера. Для Юпитера углы с вершинами при Земле, образованными прямыми «Земля - Юпитер» и «Земля – Солнце», равны 41, 6708° и 0,8549°. Для Сатурна углы с вершинами при Земле, образованными прямыми «Земля – Сатурн» и «Земля – Солнце»,

146

равны 17, 0782° и 166,758° (таблица 1). (Рассматривается кеплеровское движение планет и комет). Значения этих углов используются для расчёта эпох появлений комет (метеороидов), опасных для земной цивилизации (Таблица 4).

Таблица 2. Распределение комет семейства Юпитера по углу (А) - "Юпитер -Земля - Солние" для эпох их открытия. Угол измерен в градусах: N - множество комет в соответствующем интервале А. (і <40°).

						-	_		шах
A,°	20	40	60	80	100	120	140	160	180
N	6	8	4	0	8	6	3	0	4

Таблица 3. Распределение комет семейства Юпитера по углу (В) -"перигелий кометы - Солнце - Юпитер " для эпох прохождения кометами перигелиев, ближайших к эпохам открытий. Угол В измерен в градусах; N - множество комет в соответствующем интервале (i <40 °)

						e :		<u>`п</u>	iax ,
B,°	20	40	60	80	100	120	140	160	180
Ν	2	4	8	3	11	2	3	2	4

Таблица 4. Ожидаемые эпохи появлений опасных комет (метеороидов), испытавших в перигелиях орбит тесные сближения с Юпитером и Сатурном.

Год	Юпитер	Сатурн	Год	Юпитер	Сатурн
	м/ч/год	м/ч/год		м/ч/год	м/ч/год
2006	10,01,06	07,18,06	2012	05,13,12	04,29,12
	11,22,06	01,29,07		07,08,12	10,06,12
	01,12,07				11,13,12
2007	11,01,07	08,02,07	2013	04,25,13	04,15,13
	12,24,07	02,12,08		06,19,13	05,12,13
	02,13,08			08,14,13	10,18,13
2008	12,03,08	08,15,08			11,25,13
	01,25,09	02,24,09	2014	05,30,14	04,28,14
	03,18,09			07,24,14	05,24,14
2009	01,07,10	08,29,09		09,17,14	10,30,14
	03,01,10	03,09,10			12,07,14
2010	04,23,10	09,11,10	2015	07,03,15	05,10,15
	02,12,11	03,22,11		08,27,15	06,05,15
	04,07,11			10,19,15	11,11,15
2011	06,01,11	04,17,11			12,19,15
	03,20,12	09,24,11			
		04,03,12			

Динамика малых тел-

Из Таблицы 4 следует, что эпохи возможных появлений опасных комет повторяются через интервалы: 52 сут, 51 сут и 293 сут- для Юпитера; 153 сут, 27 сут, 159 сут, 38 сут – для Сатурна. В данной модели периоды появлений опасных комет связаны с синодическими периодами обращений планет вокруг Солнца, что способствует простому переходу к прошедшим эпохам для статистической проверки, рассмотренной выше гипотезы. (Таблица 5).

Примечание: параболические кометы после тесных сближений в перигелиях своих орбит с Юпитером, подходят к Солнцу на расстояния меньше 1 а.е. при начальных наклонах плоскостей орбит от 146, 4194° до 180°. Параболические кометы после тесных сближений в перигелиях своих орбит с Сатурном, подходят к Солнцу на расстояния меньше 1 а.е. при начальных наклонах плоскостей орбит от 133, 3375° до 180°. Эти данные также позволяют выявлять опасные кометы.

Таблица 5. Эпохи (2007 год) появлений, геоцентрические эклиптические долготы (λ) (широты β=0°) радиантов гипотетических метеорных потоков и гипотетических опасных гиперболических комет. Эти тела испытали тесные сближения с Юпитером и Сатурном в перигелиях их первоначально параболических орбит. i=180°.

Юпитер	λ	Сатурн	λ
месяц/день/год	градусы	месяц/день/год	градусы
01 12 07	225.59	01 29 07	272.67
	177.20		164.55
11 01 07	153.02	08 02 07	93.96
	104.02		344.93
12 24 07	206.10		
	157.71		

Заключение

Человечество осознало реальную опасность мигрирующих тел Солнечной системы [4]. Необходимость предвидеть и избежать столкновения Земли с крупным астероидом или ядром кометы привела к созданию множества моделей, описывающих движение этих тел [1]. С помощью рассмотренной выше небесно – механической модели открывается возможность оперативно обнаруживать не только определённые семейства опасных комет и астероидов, но и более часто появляющиеся тела – неоткрытые метеороиды декаметровых размеров – объекты слабого блеска. Причём, своеобразным «индикатором» возможной угрозы из космоса являются яркие небесные тела, для которых параметры движения определены с высокой точностью. Определённый интерес представляет применение данной модели, основанной на гипотезе взаимодействия малых тел и больших планет Солнечной системы, к прогнозу появлений (открытий) новых метеорных потоков.

Литература:

- *1. Перов Н.И.* К проблеме миграции комет // Астрон. вестник РАН. 2003. Т. 37. № 2. С. 182-192.
- 2. Перов Н.И. Модель происхождения планетарных кометных семейств // Астрон. вестник РАН. 2005. Т. 39. № 3. С. 281 – 287.
- 3. Ипатов С.И. Миграция небесных тел в Солнечной системе. М.: ЭДИТОРИАЛ УРСС, 2000. 320 с.
- 4. Куликовский П.Г. Справочник любителя астрономии. М.: Эдиториал УРСС, 2002. 688 с.

О возможной гелиоцентрической орбите тунгусского метеорита до его вхождения в атмосферу Земли

Заботин А.С., Медведев Ю.Д. Институт прикладной астрономии РАН E-mail: medvedev@ipa.nw.ru

Численно исследована ретроспективная эволюция орбиты тунгусского метеорита от момента его взрыва до входа в атмосферу Земли. В модель движения метеорита включены гравитационные ускорения от Земли, Луны и Солнца, а также ускорения, возникающие из-за торможения тела в атмосфере Земли. Учитывалась возможность дробления и горения тела в атмосфере. В качестве начальных условий были взяты место и время взрыва тунгусского метеорита. Варьировались значения величины модуля, азимута и наклона вектора скорости к поверхности Земли, а также высота взрыва метеорита. Кроме того, исследовалось влияние размеров, механических и теплофизических характеристик тела на его движение. Численные эксперименты показали, что лучше всего наблюдательным данным метеорита удовлетворяют небольшие значения величины модуля и наклона вектора скорости к поверхности Земли при его движении в атмосфере. При таких начальных данных метеорит может совершить один или даже несколько оборотов вокруг Земли до своего падения. Гелиоцентрические орбиты, получающиеся при моделировании с такими начальными данными, до входа метеорита в атмосферу Земли во многом близки к орбите астероида Apophis. Это позволяет говорить о достаточно частых сближениях астероидов типа Apophis с Землей и их падениях на Землю.

On Possible Heliocentric Orbit of the Tungus Meteorite before Entrance to the Earth's Atmosphere

Zabotin A.S., Medvedev Yu.D. Institute of Applied Astronomy of RAS

The retrospective dynamics of the Tungus meteorite within the Earth's atmosphere and outside of it is investigated numerically. The Earth, Moon and Sun attraction as well as the gas drag force are taken into account when computing the motion of the meteorite. The

possibility of fragmentation and burning it are taking into account also. The position and the moment of explosion have been taken as the initial parameters and the velocity have been varied. The effect of varying the chosen values of mechanical, thermal and physical characteristics of the meteorite on its motion is investigated. The numerical simulation shows that not large values of module velocity and vector one's inclination to the Earth's surface meet the Tungus observational conditions and the meteorite could move as the Earth's satellite during one or several revolutions around the Earth up to the moment of the fall on the Earth. Heliocentric orbits of the Tungus meteorite before entrance to the Earth's atmosphere is the practically the same as the Apophis orbit *These results allow to assert that falling the asteroids of Apophis type on the Earth is not rare events.*

Введение

Исследованию динамики тунгусского тела и обстоятельств его взрыва посвящено большое количество публикаций, обзор которых приведен в монографии Н.В. Васильева [1].

К настоящему времени собрано большое число фактов, относящихся к этому событию, наиболее достоверными, на наш взгляд, являются следующие:

1) Взрыв произошел во вторник 30 июня 1908 г. в 00 час.14,5±1,0 мин. по Гринвичу или в 7 час 14,5 минут утра местного времени. Момент был получен из обработки сейсмо- и барограмм [2].

2) На месте предполагаемого взрыва имеется вывал леса, обнаруженный Л.А. Куликом [3]. Географические координаты центра вывала леса, над которым предположительно располагался эпицентр взрыва, следующие: 60°52' 08'' северной широты и 101° 55' 03'' восточной долготы. Площадь вывала леса из-за взрыва составляет 2150 км² [1].

3) Акустические и световые явления распространились на площади свыше одного миллиона квадратных километров с радиусом около 800 километров. После взрыва практически на всей Земле фиксировались явления, связанные с большим количеством пыли в атмосфере [1].

4) Высота взрыва приблизительно 10 км. [1]

5) Направление движение болида: величина азимута лежит в диапазоне (104°–195°), величина угла наклона к горизонту колеблется, по разным источникам, от 5° до 35° [1].

Следует обратить внимание на большой разброс в значениях азимута, который обусловлен противоречивыми на первый взгляд наблюдениями двух групп. Так называемая «южная» группа очевидцев - респонденты Иркутской обсерватории и «восточная» - очевидцы с верховья р. Нижней Тунгуски. Противоречивость заключается в том, что из наблюдений «южной» группы очевидцев следует, что тело двигалось в атмосфере с юга на север. Если учесть наблюдения очевидцев с верховья р. Нижней Тунгуски, в основном охотников и поэтому не имеющих возможности уверенно говорить не только о времени, но даже о дате наблюдений, то получается, тело двигалось с востока на запад. Последнее обстоятельство породило большое количество фантастических гипотез. Однако, на наш взгляд, это противоречие может быть разрешено, если предположить, что тунгусский болид несколько раз входил в земную атмосферу, т.е. тунгусский метеорит был временным спутником Земли. Тогда траектория первого прохождения тела через атмосферу должна проходить из-за вращения Земли восточнее, чем последующие. Вероятней всего тунгусское тело два раз входило в атмосферу Земли. Поэтому световые и звуковые явления первого прохождения, соотнесенные с местом падения, дают движение тела с востока на запад. Возможность нахождения тела на орбите временного спутника Земли была показана нами в работах [4-5]. Проведенные в этих работах исследования показали, что лучше всего наблюдательным данным метеорита удовлетворяют небольшие значения величины модуля и наклона вектора скорости к поверхности Земли при его движении в атмосфере. Показано, что при таких начальных данных метеорит может совершить один или даже несколько оборотов вокруг Земли до своего падения. Гелиоцентрические орбиты, получавшиеся при моделировании с такими начальными данными, оказались во многом близки к орбите Земли.

Поэтому, когда был открыт астероид *Apophis*, орбита которого также близка к орбите Земли, нами было решено продолжить исследования, сделав упор на вычисление возможных орбит тунгусского тела до его вхождения в атмосферу Земли.

Описание модели

Как и в предыдущих исследованиях численно исследовалась ретроспективная эволюция орбиты тунгусского метеорита от момента его взрыва до входа в атмосферу Земли. При моделировании были сделаны следующие предположения:

• Ядро болида имеет сферическую форму, постоянную плотность и однородный химический состав.

• Не учитываются различия градиентов сил и параметров среды в разных частях ядра и влияние вращения ядра на его поступательное движение.

• Предполагается, что часть энергии, возникающей из-за работы силы сопротивления атмосферы, идет на разогрев и испарения вещества метеорита, что приводит к уменьшению размеров ядра болида, при этом оно сохраняет сферическую форму.

• В движении болида учитываются возмущения от гравитационного поля Земли, сопротивления атмосферы и притяжения Луны и Солнца. Математическая модель, описывающая движение болида и изменение миделева сечения тунгусского метеорита, представляет собой систему дифференциальных уравнений 7-го порядка (3 уравнения движения 2-го порядка и уравнение, описывающее изменение радиуса ядра болида изза абляции). Эта система интегрировалась методом Рунге-Кутта 7(8) порядка. Положение Луны и Солнца задавалось эфемеридой DE-403. Изменение плотности атмосферы Земли с высотой было представлено в виде трех экспоненциальных слоев с верхними границами на 25, 120 и 500 км от поверхности Земли соответственно. Рассматривалась, как уже отмечалась, ретроспективная эволюция, т.е. задались начальные данные в момент взрыва и система интегрировалась назад по времени. Это, в частности, приводило к увеличению размеров ядра болида при интегрировании, т.е. по мере движения назад по времени величина миделева сечения болида увеличивалась. Была составлена соответствующая программа, входными параметрами которой были величины, приведенные в Табл.1.

Параметр	Значение
Начальный момент (юлианская дата и дробная	2418122 51015*
часть, соответствующая моменту взрыва)	2418122.51015
Интервал интегрирования (в сутках)	30.0
Высота тела в начальный момент (высота взрыва,	10
в км)	10.
Широта (в градусах и долях градуса)	60.9*
Долгота (в градусах и долях градуса)	101.9*
Модуль скорости (в км/с)	8.2
Азимут вектора скорости (в градусах и долях гра-	180.0
дуса)	180.0
Высота вектора скорости (в градусах и долях гра-	-3.0
дуса)	-5:0
Радиус ядра (в км)	0.1
Плотность вещества ядра (в г/см ³)	1.0
Теплота сублимации вещества (в кал/г)	1000.0
Критическое давление вещества (в 106 Па)	100.0
Коэффициент лобового сопротивления	2.0
Коэффициент передачи энергии на сублимацию	0.001

Табл.1 Входные параметры программ

Звездочками обозначены величины, которые не варьировались при модельных вычислениях, поскольку они достаточно точно известны из наблюдения.

Численное моделирование

Исследовалось влияние приведенных в Табл. 1 величин на параметры орбиты болида. Мы приводим данные о влиянии величины теплоты, идущей на испарения 1 г вещества ядра болида K, на параметры гелиоцентрической орбиты и радиус ядра болида. Результаты приведены на рисунках 1 и 2. Ре-

зультаты моделирования показывают, что увеличение величины K приводит к росту величин наклона, эксцентриситета и аргумента перигелия гелиоцентрической орбиты до входа метеорита в атмосферу, а значение большой полуоси уменьшается с ростом величины K. Здесь следует отметить, что все остальные параметры принимались равными величинам, приведенным в Табл.1. При значении $K \approx 1000 \ kal/g$ значение элементов орбиты метеорита близки к значению элементов орбиты *Арорhis*, за исключением долготы восходящего узла орбиты, величина которой практически не меняется и остается равной $\Omega \approx 280^{\circ}$, что соответствует долготе Земли на момент тунгусского явления. Для сравнения в Табл.2 приведены элементы орбиты астероида Ароphis.



Таблица2. Элементы орбиты астероида (99942) Apophis

Рис.1 А и Б). Изменение наклона гелиоцентрической орбиты болида *i* (рис. А) и изменение эксцентриситета гелиоцентрической орбиты болида *e* (рис.Б) с теплотой сублимации вещества его ядра **K**.



Рис.2 (А и Б). Изменение большой полуоси гелиоцентрической орбиты болида **a** (рис. А) и изменение угла перигелия ω (рис. Б) с теплотой сублимации вещества его ядра **K**

Динамика малых тел

Заключение

Проведенные вычисления показывают, что тунгусское тело до свое-го входа в атмосферу Земли могло двигаться по орбите близкой к орбите астероида *Apophis*. Это, в свою очередь, дает оценку частоты появлений таких астероидов в окрестности Земли и позволяет говорить о достаточ-но частых сближениях астероидов типа Apophis с Землей и их падениях на Землю. Однако проведенные вычисления не исключают кометной природы тунгусского тела, поскольку в случае небольших размеров тела (100 метров и менее в диаметре), гелиоцентрическая орбита имеет большие значения эксцентриситета и наклона.

Литература:

- 1. Васильев Н.В. Тунгусский метеорит. Космический феномен лета 1908 г.// М.: НП ИД «Русская панорама», 2004. - 372 с.
- 2. Гольдин В.Д. Об интерпретации некоторых геофизических явлений,
- Гольдин В.Д. Об интерпретации некоторых геофизических явлений, сопровождавших падение Тунгусского метеорита. / Космическое вещество и Земля .// Новосибирск: Наука, 1986. С. 44 62.
 Кулик Л.А. К вопросу о месте падения Тунгусского метеорита 1908 г. // Доклады АН СССР. Сер. А. 1927, № 23. С. 399-402.
 Медведев Ю.Д. Был ли тунгусский метеорит временным спутником Земли? / Тезисы докладов всероссийской конференции «Проблемы небесной механики», Санкт-Петербург. Под ред. А.Г.Сокольского, А.С. Баранова. // СПб.: Изд-во ИТА. РАЦ. 1007. С. 120.121 ИТА РАН, 1997. С. 120-121.
- 5. Бывшев М.С., Ю.Д. Медведев Вычисление движения небесного тела в атмосфере Земли. / Тезисы докладов всероссийской конференции "Компьютерные методы небесной механики-97", Санкт-Петербург. Под ред. А.Г. Сокольского. // СПб.: Изд-во ИТА РАН, 1997. С. 48-49.
- 6. Hills J.G., M.P.Goda The fragmentation of small asteroids in the atmosphere. // Astronomical Journal, 1993. Vol. 105, No. 3. P. 1114-1144.

Определение семейств астероидов, среди астероидов, сближающихся с орбитой Земли Нароенков С.А.

ИНАСАН E-mail:snaroenkov@inasan.ru

В ИНАСАН в рамках работ по исследованию семейств малых тел Солнечной системы была создана система управления базой данных орбитальных и физических характеристик. Поиск семейств астероидов проводился среди 4677 астероидов сближающихся с Землей. Отбор производился с помощью Д-критерия. Был проведен по-

Околоземная астрономия - 2007

иск сведений о таксономическом классе и физических свойствах астероидов, входящих в семейства. Схожесть этих данных может говорить, о возможной генетической связи этих объектов и общности происхождения.

Studying Asteroid Families among the Near-Earth Asteroids

Naroenkov S. Institute of Astronomy

For Near-Earth asteroids was studying asteroid families. The search for grouping was performed on a sample of 4677 NEAs. For grouping asteroid families was used D-criterion.

Поиск семейств среди астероидов, метеороидов и комет, сближающихся с Землей, является актуальной задачей [1,2]. На сегодняшний день нет достаточно ясной картины о происхождении и путях пополнения семейств околоземных астероидов. Для некоторых метеорных потоков еще не определены родительские тела. Существуют теоретические работы, которые связывают часть метеорных потоков не только с кометами, но и с астероидами, сближающимися с Землей. Известны комплексы малых тел Солнечной системы вблизи орбиты Земли, которые включают в себя астероиды, кометы, отдельные метеороиды и метеорные потоки. Поэтому необходимо разработать и применять критерии выделения малых тел, входящих в комплексы и семейства, схожих не только орбитальными признаками, но и имеющих общность происхождения.

Астероиды, сближающиеся с Землей, являются постоянным источником астероидной опасности, так как в процессе эволюции орбита астероида меняется, и астероид в какой-то момент может стать потенциально опасным для Земли.

Традиционно для поиска семейств используются критерии схожести орбит малых тел [3,4]. Однако схожесть орбиты далеко не гарантирует общее происхождения малых тел. Выделение семейств малых тел Солнечной системы вблизи орбиты Земли известными методами, определение схожести других, не орбитальных характеристик, нахождение связи выделенного семейства с возможным источником пополнения данного типа малых тел окрестности орбиты Земли, являются задачами, которые предполагается решать с помощью создаваемого мощного инструмента – комплекса программ работы с постоянно пополняемой базой данных, включающей все известные малые тела Солнечной системы и их характеристики.

Для выделения семейств астероидов среди АСЗ мы используем Д-критерий, который является одним из первичных методами отбора семейств. Ниже приводится описание данного метода.

Динамика малых тел-

Метод выделения семейств

Для выделения семейств астероидов был использован критерий геометрической близости орбит, первоначально разработанный для выделения метеорных потоков среди радио метеоров (критерий Southworth, Hawkins 1963), известный как D-критерий. На данный момент существует несколько модификаций D-критерия для определения схожести орбит. Д-критерий по Southworth- Hawkins выглядит следующим образом:

$$D(M,N) = \left(\frac{e_M - e_N}{e_M + e_N}\right)^2 + \left(\frac{q_M - q_N}{q_M + q_N}\right)^2 + \left(\frac{I_{MN}}{180^o}\right)^2 + \left(\frac{e_M + e_N}{2}\right)^2 \cdot \left(\frac{\Theta_{MN}}{180^o}\right)^2$$

где

$$\Theta_{MN} = \arccos[\sin\beta_M \sin\beta_N + \cos\beta_M \cos\beta_N \cos(\lambda_M - \lambda_N)],$$

 $\lambda = \Omega + \arcsin(\cos i \tan \omega)$ $\beta = \arcsin(\sin i \sin \omega)$

$$\left[2\sin\frac{I_{MN}}{2}\right]^2 = \left[2\sin\frac{i_M - i_N}{2}\right]^2 + \sin i_M \sin i_N \left[2\sin\frac{\Omega_M - \Omega_N}{2}\right]^2$$

а q, e, ω, i, Ω - являются параметрами орбиты двух астероидов.

По существу, D(M,N)- является расстоянием между двумя орбитами в 5-ти мерном пространстве элементов орбит астероидов.

Для определения принадлежности к семейству берется какой-либо основной объект, для которого ищем семейство (объект М) и выборку нескольких объектов (N {1...k}). Для определения семейства введем параметр Dc. В семейство астероидов будем включать каждый объект N{1...k}, если D(N,M)<Dc. В своих работах Хокинс и Соутворт предположили, что

$$Dc = 0, 2 \left(\frac{360}{K}\right)^{\frac{1}{4}},$$

где *К*- количество объектов среди, которых ведется поиск семейства. В 1971 г. Линдбад привел формулу к виду $D_C = 0.8(N)^{-1/4}$. Выбор параметра Dc является важной составляющей при поиске ассоциаций астероидов. В дальнейших исследованиях мы будем использовать *Dc* по Линбаду, так как эта оценка выводилась как раз для астероидов.

Алгоритм поиска

Предположим, что у нас есть совокупность объектов, среди которых будем искать и семейства. Определим величину **Dc,исходя из величины вы**борки. Поиск семейств будем осуществлять по следующему алгоритму:

1. Выбираем объект сравнения и определяем его орбиту как начальную орбиту М.

2. Находим все орбиты, где D(M,N)< Dc.

3. Используя эти орбиты, находим среднюю орбиту и обозначаем ее как М.

Околоземная астрономия - 2007

4. Повторяем шаги 2 и 3, до тех пор пока расстояние между средними орбитами на 2-х соседних итерациях не перестанет изменяться.

5. Семейством будем считать выборку объектов, полученных на последней итерации, для которых D(M,N)< Dc.

После того как получено первое семейство, эти объекты можно удалить и повторить все перечисленные шаги для поиска следующего семейства. Таким образом, будут выделены семейства по геометрической схожести и объекты, которые в эти семейства не вошли.

Результаты

Для определения семейств астероидов использовался список NEO's размещенный на сайте NASA [5]. На момент исследования в данном списке содержались данные о 4677 астероидах. Исследование этой совокупности показало, что существует по меньшей мере 59 кластеров, в которых содержится 1715 (37%) объектов. Самое многочисленное семейство содержит 78 объектов . Средние параметры орбиты этого семейства: e = 0,482728, q = 1,16346 *a.e.*, $inc = 6,9768^\circ$, $\omega = 139,2925^\circ$, $\Omega = 171,5029^\circ$. В этом семействе наибольшее количество астероидов с известным таксономическим классом S (stone- «каменный»). Поэтому можно предположить, что и большинство объектов в этом семействе также будет иметь таксономический класс S. Для остальных семейств затруднительно определить типичный таксономический класс S. для остальных семейств затруднительно астероидов данного семейства в прошлое и будущее с помощью имеющихся СУБД средств, а также поставить наблюдательные задачи с целью пополнения наших знаний о природе.

Семей- ство	Кол-во объектов	Среднее	Среднее incl	Среднее q	Среднее W	Среднее Ω
1	66	0,53562	5,0843	1,0125	193,19	161
2	43	0,46866	5,7144	1,235	144,39	210,39
3	17	0,54534	7,4817	1,0608	62,452	292,41
4	78	0,48273	6,9768	1,1635	139,29	171,5
5	20	0,53403	4,2754	0,8757	181,9	189,91
6	44	0,51945	5,0847	0,9963	151,25	144,56
7	32	0,46789	7,9358	1,1416	288,81	123,39
8	26	0,49147	6,1908	1,2037	190,06	188,22
9	23	0,31314	8,2757	0,8354	101,68	232,94
10	34	0,2695	5,5559	1,0181	186,81	180,46
11	18	0,51044	11,186	1,1112	192,95	140,05
12	31	0,5213	3,985	0,9937	160,28	200,79
13	15	0,30739	5,6817	0,8125	261,54	93,707
14	21	0,67846	4,4296	0,6739	164,56	184,34

Таблица 1. Средние параметры орбит семейств

Динамика малых тел

Семей- ство	Кол-во объектов	Среднее	Среднее incl	Среднее q	Среднее w	Среднее Ω
15	11	0,6817	8,5855	0,5975	258,02	109,02
16	31	0,18822	4,3831	0,9453	144,37	151,21
17	14	0,23294	16,776	1,0116	111,16	206,66
18	13	0,19132	14,841	1,1417	122,24	140,04
19	22	0,59906	4,6034	0,7861	165,25	158,82
20	12	0,24648	15,115	1,1505	218,27	267,62
21	27	0,3167	8,0305	0,7759	267,83	210,36
22	18	0,29097	13,074	1,1367	219,48	199,75
23	30	0,12901	6,2413	0,9668	230,39	160,9
24	14	0,68921	5,9645	0,5784	215,45	197,37
25	14	0,18007	19,963	1,0884	48,991	44,526
26	15	0,36283	17,679	0,9181	313,71	129,02
27	13	0,46274	6,0441	1,2228	154,34	284,5
28	13	0,11202	4,5471	1,1895	221,71	125,2
29	24	0,32254	4,5659	0,6163	139,74	166,05
30	13	0,24921	7,4048	0,8401	67,03	292,19
31	11	0,22947	10,064	0,724	191,48	194,78
32	16	0,42137	5,1079	0,6415	229,52	194,78
33	14	0,4056	7,2419	0,8367	93,951	220,79
34	11	0,52557	17,793	1,1361	201,83	94,734
35	11	0,39008	4,5401	0,6034	137,12	244,07
36	13	0,28635	17,238	0,9113	269,78	182,73
37	14	0,51399	8,2943	1,0549	184,78	302,85
38	12	0,2592	13,337	1,0685	148,92	255,94
39	11	0,25879	17,29	1,1229	186,2	93,171
40	14	0,3019	21,143	0,9488	74,218	26,797
41	19	0,33232	4,3704	1,0173	136,5	127,32
42	11	0,34163	11,979	0,8853	88,37	107,39
43	12	0,60759	4,4828	0,8848	149,27	133,93
44	29	0,53062	6,455	1,0381	151,21	111,5
45	13	0,41148	17,56	1,0616	34,259	74,196
46	14	0,51597	5,9643	1,0169	204,29	67,748
47	22	0,61393	4,9907	0,7074	208,12	170,51
48	15	0,46232	5,3861	1,2099	135,14	145,23

Литература:

1. Zappala V., A.Cellino. 1992. Asteroid families: recent result and present scenario .Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy 54: 207-227,1992

- 2. Hai Fu, Robert Jedicke, Daniel D. Durda, Ronald Feving, James V.Scotti. 2005 Identifying near earth object families.
- 3. Drummond, J.D. 1991. Earth-approaching asteroid streams. Icarus 89,14-25.
- 4. Drummond, J.D. 2000. The D Discriminant and Near-Earth Asteroid streams. Icarus 146, 453-475 5. http:// neo.jpl.nasa.gov

Комплекс программ для улучшения орбит комет Бондаренко Ю.С. ИПА РАН E-mail: jurabo@yandex.ru

Описываются особенности комплекса программ позволяющего выполнять уточнение орбит малых планет и комет из имеющихся оптических и радиолокационных наблюдений с повышенной точностью. Используя этот комплекс была построена численная теория движения кометы P/Faye, охватывающая наблюдения на интервале с 1954 по 2007 гг. со среднеквадратической ошибкой $\sigma = 1.28$ ".

Program Package for Comets Orbits Improvement Ju. S. Bondarenko

IAA of RAS

The program package for minor planet and comet orbits improvement is described. It allows to process the optical and radar observations with increased accuracy. The first version of this package demonstrates the useful increase of accuracy when calculating asteroid and comet ephemerides. The numerical theory of P/Faye comet has been calculated using this package. This theory includes observations from 1954 till 2007. The mean-square error of observations is $\sigma = 1.28$ "

Введение

Разработанный комплекс программ позволяет выполнять уточнение орбит малых планет и комет из имеющихся оптических и радиолокационных наблюдений с повышенной точностью. Увеличение точности достигается путем применения метода Энке численного интегрирования уравнений движения [1]. В данном методе возмущенное движение представляется в виде суммы промежуточного невозмущенного движения и небольших отклонений от него. Модификация метода состоит в том, что смена оскуляции происходит на каждом шаге интегрирования [2]. При этом параметры невозмущенного движения вычисляются с учетверенной точностью с использованием переменных типа real*16 (32 десятичных знака). Кроме того, в данном комплексе есть возможность улучшать несколько наборов негравитационных параметров в форме Марсдена A_1 , A_2 и A_3 , что дает возможность учитывать изменение их со временем. Эти модификации позволяют строить численные теории комет на большем интервале и с большей точностью.

Численная теория кометы P/Faye

В качестве примера улучшалась орбита кометы P/Faye. Эта комета была выбрана в связи с большим числом появлений, а также из-за наличия в ее движении негравитационных эффектов. Наблюдения этой кометы (с 1954 по 2007 гг. – 3714 наблюдений; 8 появлений) были взяты с сайта MPC [3].



Рис. 1. Изменение величины радиальной составляющей негравитационного ускорения и утроенное значение ее ошибки.

Прежде всего, был выполнен предварительный этап, целью которого было исследование поведения негравитационных ускорений этой кометы, а также выявление ошибочных наблюдений. Для этого из всего ряда наблюдений выбирались наблюдения трех идущих подряд появлений. Таким образом, были получены 6 интервалов: 1954 – 1970 г.г.; 1961 – 1977 г.г.; 1969 – 1985 г.г.; 1976 – 1993 г.г.; 1983 – 2000 г.г.; 1991 – 2007 г.г. Для каждого из этих интервалов были получены свои орбиты. Улучшались координаты и компоненты скорости на эпоху, которая выбиралась вблизи перигелия центрального появления, и три негравитационных параметра в форме Марсдена А₁, А₂ и А₃ [4]. Изменения величин , и - радиальной составляющей негравитационных ускорений – со временем приведены на Рис. 1.Из этого рисунка видно, что негравитационные эффекты значительно изменялись со временем.

Также на этом этапе проводилась отбраковка ошибочных наблюдений. Для этой цели использовались величины «О—С», получаемые при объединении трех последовательных появлений кометы. Поскольку улучшение проводилось только по трем появлениям, то это давало возможность считать представление наблюдений свободным от систематических ошибок модели движения. Отбрасывались наблюдения, величина «*O*—*C*» у которых была больше 10 угловых секунд по модулю (|*O*—*C* |≥ 10")

Следующим шагом явилось объединение 8 появлений кометы на интервале 1954 – 2007 г.г. В качестве начального момента была выбрана эпоха $T_0 = 2448560.5$ JD (1991.10.31). Для сравнения было вычислено три орбиты, когда негравитационные параметры считались постоянными на всем интервале, разными до и после начального момента и разными на трех промежутках (до эпохи $T_1 = 2437606.5$ JD (1961.11.03), от T_1 до начального момента и после начального момента и после начального момента и после начального момента и разными на трех промежутках (до эпохи $T_1 = 2437606.5$ JD (1961.11.03), от T_1 до начального момента и после начального момента и после начального момента и после начального момента времени), соответственно.

Представление наблюдений третьей орбитой, для которой вычислялись три набора негравитационных параметров A₁, A₂ и A₃, дает наименьшие уклонения. Однако представление наблюдений 2000 г. и 2007 г. имеет достаточно большие уклонения, что может указывать на несовершенство принятой модели. Поэтому в дальнейшем предполагается продолжить исследования этой кометы.

Заключение

Разработан и реализован пакет программ, позволяющий строить орбиты комет: а) с быстро и сильно изменяющимися негравитационными ускорениями со временем; б) охватывающие большие интервалы времени. Построена единая численная теория кометы P/Faye на интервале 1954 – 2007 гг., объединяющая 8 появлений кометы, со средней ошибкой веса $\sigma = 1.28$ "

Литература:

- 1. Субботин М. Ф. «Введение в теоретическую астрономию» М. 1963 г.
- 2. Медведев Ю. Д. «Определение орбит комет, имеющих сближение с планетами» канд. десерт. Ленинград 1986 г.
- 3. http://cfa-www.harvard.edu/iau/MPEph/MPEph.html
- 4. Marsden B. G., Sekanina Z. // Jeomans D. K. «Comets and nongravitational forces. » Astron. J., v. 78, N 2, p. 211 1973 г.

Аналитические формулы для оценок распределений метеороидов в околоземном пространстве

Мещеряков С.А. *ЦНИИМАШ, 141070* E-mail: <u>SMeshcheryakov@mtu-net.ru</u>,

С помощью сингулярного представления плотности пространственного распределения частицы, движущейся в гравитационном поле, получены формулы, позволяющие аналитически описать статистические распределения метероидов в гравитационном поле Земли. Аналитические формулы получены также для эффекта экранировки потока метеороидов Землей и ее атмосферой. Эти результаты позволяют непосредственно оценить основные черты прогнозируемых распределений метеороидных тел, и могут быть использованы как для анализа риска столкновения космического аппарата с метеороидом, так и для интерпретации бортовых и наземных наблюдений метеороидов.

Analytical Formulas for Evaluation of meteoroid distributions in the near-Earth space

Meshcheryakov Ŝ.A. TSNIIMASH, 141070, Moscow region, Korolev, Pionerskaya 4

The influence of Earth gravitational field on the meteoroid streams in the near-Earth space is investigated analytically using Dirac's delta function approach. Also the analytical formulas for shadowing effects by the Earth are .obtained. These results show the main features of meteoroid distributions more clearly than numerical calculations, and can be used for interpretation of on-board measurements and ground observations by meteor radars and optical telescopes. The features found can also be important for spacecraft safety.

Расчет гравитационной фокусировки не является сложной проблемой, поэтому нет смысла делать обзор публикаций, касающихся рассматриваемого вопроса. Здесь мы ограничимся рассмотрением вопросов, касающихся точности некоторых известных результатов.

Обычно при проведении оценок рассматриваемого типа рассматривается преобразование элементарных объемов [1, 2]. Это подход является вполне строгими, однако при практической реализации могут иметь место различные ошибки. Например, формулы, полученные в работах [1, 2] для оценки фокусировки мононаправленных потоков имеют погрешности, которые могут привести к некоторым качественным ошибкам. Проведем сравнение известных результатов с формулами, полученными с использованием сингулярных распределений согласно [3].

Погрешность решения, данного в работе [2], невелика и имеет место при небольших скоростях, небольших расстояниях и на встречном направлении (Рис.1). Это направление характеризуется минимальной фокусировкой частиц. Однако имеется качественное отличие. В работе [2] коэффициент фокусировки вдоль этого направления оказывается независимым от расстояния от гравитирующего центра и равным 1, но на самом деле, как легко видеть, плотность частиц растет при уменьшении радиус-вектора как. Ошибка в работе [2] была допущена при дифференцировании уравнения траектории.

В работе [4] для решения задачи о фокусировке метеороидных потоков в окрестности Земли при начальном изотропном распределении скоростей используется приближение изотропности распределения скоростей метеороидов на некотором фиксированном расстоянии от Земли.







Рис.2. Профили пространственной плотности метеороидов при различных начальных скоростях согласно работе [4].

Сравнивая Рис.2 и Рис.3, видим, что несмотря на грубость исходного приближения, результаты работы [3] оказываются довольно точными (немного завышенными при малых скоростях). Можно также отметить и качественное отличие: максимум концентрации пыли имеет место только при малых скоростях частиц, в то время как при более реальных скоростях профиль имеет стационарную точку (Рис.4). Возможно, что в [4] этот эффект просто не рассматривался.





Рис.4. Точные профили пространственной плотности метеороидов. 1-v₀ 2.0 км/с, 2-v₀ = 4.0 км/с, 3-v₀ = 8.0 км/с.

Выполнение этой работы стало возможным благодаря поддержке гранта 3412 Международного научно-технического центра.

Динамика малых тел

Литература

- 1. Радзиевский В.В., Дагаев М.М. Некоторые эффекты и проблемы взаимодействия звезд с межзвездной средой. Астрон.ж. т.46, №1, 56-65, 1969.
- 2. Фесенков В.Г. Метеорная материя в межпланетном пространстве. Из-во АН СССР, М-Л, 1947.
- 3. *Meshcheryakov S.A.* Use of generalized functions for Definition of Collision Integrals in Orbital Motion. Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris. 18-20 April 2005 ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 2005.
- 4. *Colombo G., Lautman A., Shapiro I.I.* The Earth's Dust Belt: Fact or Fiction? 2. Gravitational Focusing and Jacobi Capture. Journal of Geophysical research. V.71, No. 23, 1966, pp. 5705-5717.

Метод поиска родительских тел метеорных потоков

Перов¹ Н.И., Багров² А.В., Тихомирова¹ Е.Н. ¹ЯГПУ, ²ИНАСАН *E-mail: perov@yspu.yar.ru*

В аналитическом виде представлены изменения больших полуосей и эксцентриситетов орбит метеороидов с учётом эффекта Пойнинга – Робертсона и его корпускулярного аналога. Новые интегралы движения, выведенные в рамках возмущённой задачи двух тел, впервые используются для установления родительских комет метеорных потоков. В рамках рассмотренной модели установлено, что комета 177Р является родительским телом метеорного потока k-Cygnids.

A Method for Searching of Parent Bodies of Meteor Streams

N.I.Perov¹, A.V. Bagrov², E.N.Tikhomirova¹ ¹YSPU, ²INASAN

Variations of semimajor axes and eccentricities of particles of meteor streams in cosmogonical intervals of time due to the effect of Poynting – Robertson are presented analytically tractable. The Poynting - Robertson drag cau sed by the Solar wind is taking into account. The new integral of motion that have been found in the frame of the averaged perturbed two-body problem are used for identification of meteor streams and their parent comets for the first time. The comet 177P is probably the parent body of the meteor stream k-Cygnids in the frame of the proposed model.

Введение

В начале XXI века было известно свыше 4000 радиантов метеорных

Околоземная астрономия - 2007

потоков, а родительские тела были установлены только для нескольких десятков потоков [4]. Рассмотрим эволюцию эллиптических орбит метеороидных частиц в гравитационном поле Солнца при *совместном* учёте светового давления, эффекта Пойнтинга – Робертсона и его корпускулярного аналога (действие протонов и альфа-частиц) в *аналитическом* виде, в отличие от работ [1, 2]. Результаты применим к отождествлению комет и метеорных потоков. При этом учтём, что согласно исследованиям **Drum**mond J. C. [3] основная масса метеоров связана с остатками комет, эффект Пойнтинга – Робертсона характерен для частиц с радиусами от 1 мкм до 1 см, а эффект Ярковского становится существенным для тел с радиусами от 10 см до 10 км [2].

Основные уравнения

Для случая малых возмущений дифференциальное уравнение движения метеороидной частицы - абсолютно чёрного сферического тела, изотропно переизлучающего солнечную энергию и движущегося со скоростью *v*, составляющей угол *u* с направлением гелиоцентрического радиуса – вектора г, - представленное в векторной форме, имеет вид

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{GM\dot{\vec{r}}}{r^3} - \frac{2pR^2qr_{S-E}^2}{Mc^2}v\cos u\frac{\vec{r}}{(1)r^3} - \frac{pR^2qr_{S-E}^2}{Mc^2r^2}v\sin u\vec{e}_t,$$

где М' – редуцированная масса Солнца:

$$M' = M_S - \pi R^2 q r_{S-E}^2 / (GMc).$$
⁽²⁾

Используя процедуру осреднения уравнения (1), аналогичную [1], с учётом влияния солнечного ветра [2], (обобщая результаты работ [1, 2]), для осреднённых уравнений движения получим интеграл движения (3)

$$a = a_0 \left(1 - e_0^2\right) / \left(1 - e^2\right) e^{(4+2k)/(5+2k)} / e_0^{(4+2k)/(5+2k)} ,$$
(3)

ИЛИ

$$k = \left(5\ln\frac{a(1-e^2)}{a_0(1-e_0^2)} - 4\ln\frac{e}{e_0}\right) / \left(\ln\frac{e}{e_0} - \ln\frac{a(1-e^2)}{a_0(1-e_0^2)}\right).$$
(4)

Здесь a_0 и e_0 – начальные значения большой полуоси и эксцентриситета орбиты метеороида; $k=k_w \,/\, k_p$, k_w и k_p – величины пропорциональные ускорениям метеороидов, обусловленных действием протонов (солнечного ветра) и фотонов, соответственно.

Для отождествления метеорных потоков и их родительских комет при совместном учёте эффекта Пойнтинга – Робертсона и его

Динамика малых тел-

корпускулярного аналога будем полагать, что наклоны орбит комет и метеорных потоков мало отличаются друг от друга (<10°), отсутствуют тесные сближения комет и метеороидов с большими планетами, $a_0=a_c$ и $e_0=e_c$. (Индекс "с" относится к родительской комете). Обратим внимание, что для возможных значений максимального k_w и минимального k_p их отношение не превосходит 1.5, поэтому можно считать0 < k < 1,5. Вычисленное из формулы (1) значение k, если оно находится в интервале 0 < k < 1.5, предлагается использовать в качестве критерия отождествления комет и метеорных потоков. В таблице 1 приводятся примеры отождествления комет и метеорных потоков.

Отождествление метеорных потоков и их родительских комет на основе эффекта Пойнтинга – Робертсона с учётом его корпускулярного аналога представлено в Табл.1. (*а* и *е* – большая полуось и эксцентриситет орбиты метеорного потока; a_0 и e_0 – большая полуось и эксцентриситет орбиты кометы; *k* – критерий отождествления комет и метеорных потоков, вычисленный с помощью соотношения (4), который учитывает корпускулярный аналог эффекта Пойнтинга –Робертсона. Значение **k** должно находиться в интервале 0<k<1.5).

Элементы орбиты	Метеорный поток	Комета	k		
	April Lyrids	C/1861 G1, Thatcher			
<i>a</i> , a.e.	28.01	55.7	0 88047		
е	0.9664	0.983	0.88047		
і, град.	79.0	79.8			
	Taurids(N)	2P/1786 B1,Encke	0.15 (e=084381)		
<i>a</i> , a.e.	2.071	2.117]		
е	0.837	0.847	1.236		
і, град.	2.8	12.0	(e=0.84384		
	k-Cygnids	177P/Barnard			
<i>a</i> , a.e.	3.535	24.065			
е	0.721	0.954	1.226		
<i>і</i> , град.	32.7	31.2			

Таблица 1

Заключение

Для отождествленных метеорных потоков - April Lyrids и k-Cygnids - и их родительских комет - 1861 I и (возможно) 177 Р, - критерий (1) выполняется (при значении параметра $k\approx 0.88$ и $k\approx 1.24$, соответственно). Отметим,

что известный критерий Драммонда [4] эффективен для отождествления комет и создаваемых ими метеорных потоков в случае близких орбит, а критерий k (формула 4), в условиях модели, применим и для орбит с заметно отличающимися параметрами. Возможность применения критерия (4) к произвольным потокам предполагается рассмотреть в следующей работе.

Литература:

- 1. Wyatt S. P., Jr., Whipple F. L. The Poynting-Robertson effect on meteor orbits // Astrophys. J. 111 / Harvard College Observatory, 1950. P. 134 141.
- Ryabova G.O. On the dynamical consequences of the Poynting-Robertson drag caused by solar wind // Dynamics of populations of planetary systems / Eds., Knežević Z. and Milani A. Proc. of the 197th Coll. of the IAU. Belgrade, Serbia Aug. 31 – Sept. 4, 2004. Cambridge University Press, 2005. P. 411 – 414.
- 3. Drummond J. C. (1981) Icarus, 47, 500-517.
- 4. Drummond J. C. (1981) Icarus, 45, 545-553.

Комплексы SOHO комет и метеорных тел

Терентьева А.К., Барабанов С.И. Институт астрономии РАН ater@inasan.ru, sbarabanov@inasan.ru

В данной работе обнаружены обширные рои метеорных тел, связанные с большими роями **SOHO комет. Так, комета C/SOHO (2002 V5) входит в состав SOHO кометно**го семейства (20 комет). По радиолокационным наблюдениям нами найдена 191 орбита метеорных тел, связанных с вышеуказанным семейством SOHO комет. Этот рой мелких метеорных тел, порождающий сумеречный поток метеоров, встречает Землю с 2 по 22 июня.

Комета C/SOHO (2001 D1) по нашим исследованиям связана с двумя потоками метеорных тел, встречающих Землю с 21 по 29 марта и с 3 по 21 мая. По радиолокационным наблюдениям выявлено 155 орбит метеорных тел, связанных с этой кометой. Таким образом, SOHO кометы являются источником мелких метеорных тел и могут образовывать обширные кометно-метеорные комплексы.

Complexes of SOHO Comets and Meteor Bodies

Terentjeva A.K. , Barabanov S.I.

In this paper large streams of meteor bodies related to large streams of SOHO comets are discovered. For example, comet C/SOHO (2002 V5) is a part of the SOHO comet family (20 comets). We found that 191 orbits of meteor bodies related to aforementioned SOHO comet family among observations of radio meteors. The stream of those small

Динамика малых тел

meteor bodies generates twilight meteor shower and encounters with the Earth during 20 days, from June 2 to June 22.

We revealed that comet C/SOHO (2001 D1) is related to two showers of meteor bodies, which encounter the Earth from March 21 to March 29 and from May 3 to May 21. In all, 155 meteor body orbits related to comet C/SOHO (2001 D1) were found among observations of radio meteors. The SOHO comets thus are sources of small meteor bodies and they can produce vast comet-meteor complexes.

Космический аппарат для исследования Солнца SOHO (совместный проект ESA и NASA) был запущен в декабре 1995 г. и функционирует до сих пор. За время его существования с помощью этого аппарата ученые сделали немало удивительных открытий. Среди них кометы, которые проходят в непосредственной близости от Солнца (нескольких солнечных радиусов), это, так называемые, «солнцецарапающие» (sungrazers) и «солнцеогибающие» (sunskirters) кометы. Их специфическая манера приближаться к перигелию большими или малыми группами или попарно – это результат их недавней фрагментации [1].

Нами обнаружены обширные рои метеорных тел, связанные с большими роями SOHO комет или с отдельными SOHO кометами. Так по существующим каталогам комет [2] выявлено, что комета C/SOHO (2002 V5) входит в состав кометного семейства, состоящего из 20 комет (Табл.1., Рис.1.). Орбиты их подходят к орбите Земли в точке наибольшего сближения, называемой аппульсом, на расстояние $\rho = 0.00444 \div 0.131$ a.e. в районе нисходящих узлов орбит в интервале с 7 по 13 июня. Сходные значения константы Тиссерана С (возмущающая планета – Юпитер) (Табл.1) не противоречат тому, что эта компактная группа комет некогда (и, по-видимому, недавно) могла составлять единое целое. Теоретические радианты этих комет расположены недалеко от Солнца (на угловом расстоянии до 30°), метеоры могут наблюдаться лишь в сумерках, потому недоступны оптическим наблюдениям. По радиолокационным наблюдениям в Аделаиде, Гарварде и Обнинске [3] найдена 191 орбита метеорных тел, связанных с вышеуказанным семейством SOHO комет. Этот рой мелких метеорных тел, порождающий сумеречный поток метеоров, встречает Землю на протяжении 20 дней, с 2 по 22 июня, образуя вместе с кометным семейством непрерывную популяцию малых тел.

Орбита кометы C/SOHO (2001 D1) имеет аппульс с орбитой Земли 26 марта в районе восходящего узла орбиты при $\rho = 0.0577$ а.е. При $\rho = 0.210$ а.е. 8 мая теоретический кометный радиант сходен с радиантом метеорного потока Скорпионид (\mathbb{N} 71 [4, 5]). Это замечательный поток ярких метеоров и болидов с большой площадью радиации, с двумя N и S ветвями, и действующий с 1 по 19 мая (максимум активности 12 мая). Сильно вытянутая эллиптическая орбита роя имеет очень малое перигелийное расстояние

(S)
(2002
C/SOHO
KOMETЫ (
Семейство
1.
аблица

Динамика малых тел—

С		0.0443	0.0439	0.0473	0.0463	0.0426	0.0477	0.0477	0.0472	0.0472	0.0473	0.0473	0.0471	0.0433	0.0474	0.0474	0.0473	0.0474	0.0471	0.0441	0.0478
р <i>а.е.</i>		0.06666	0.1307	0.01362	0.004439	0.02747	0.01370	0.01692	0.02012	0.01542	0.02352	0.02330	0.02797	0.006878	0.03172	0.02096	0.03144	0.03337	0.02432	0.01977	0.05080
Ω		86°.61	89.36	82.49	82.11	80.78	81.85	81.95	81.86	80.69	81.69	81.51	82.08	80.73	82.01	81.06	81.74	81.85	80.6	81.03	85.69
з		19°.13	11.84	27.2	25.29	26.31	23.47	23.05	22.79	23.53	22.47	22.51	21.89	22.97	21.49	22.34	21.51	21.28	22.24	21.35	20.16
i		34°.24	33.41	27.08	25.97	27.93	24.97	24.97	26.4	26.84	26.53	26.52	26.76	27.35	26.57	24.89	26.55	26.56	26.43	26.87	28.31
<i>q</i> а.е.		0.0506	0.0488	0.0496	0.0467	0.041	0.0487	0.0487	0.0488	0.0492	0.0492	0.0492	0.0490	0.0419	0.0494	0.0481	0.0493	0.0494	0.0487	0.0431	0.052
в		1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.024	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
V_{g}^{g} $\kappa M' c$		46.8	46.7	46.5	46.5	46.9	46.3	46.3	46.3	46.5	46.4	46.3	46.5	46.8	46.4	46.3	46.4	46.4	46.3	46.6	46.4
рический. иант	δ	21°.7	17.5	25.2	24.0	25.1	22.5	22.3	22.3	22.5	22.0	22.0	21.8	22.8	21.5	21.7	21.5	21.3	21.6	21.7	21.6
Геоцент рад	σ	50°.4	48.2	53.1	51.6	51.6	49.6	49.4	48.9	48.2	48.5	48.2	48.4	48.8	47.9	47.9	47.8	47.6	47.1	47.6	50.3
День	,	10.732	7.398	13.697	12.215	13.326	9.621	9.251	8.880	8.509	8.509	8.139	8.509	9.991	7.768	7.768	7.768	7.398	7.028	8.139	9.991
Месяц		9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9
Комета		C/SOHO (2002 V5)	C/SOHO (1996 V2)	C/SOHO (1999 N5)	C/SOHO (2004 W10)	C/SOHO (1998 A2)	C/SOHO (2000 C3)	C/SOHO (2000 C4)	C/SOHO (2004 V10)	C/SOHO (2005 G2)	C/SOHO (1999 J6)	C/SOHO (2004 V9)	C/SOHO (1999 U2)	C/SOHO (1998 A3)	C/SOHO (1999 P6)	C/SOHO (2000 C7)	C/SOHO (1999 P9)	C/SOHO (1999 P8)	C/SOHO (2005 E4)	C/SOHO (1998 A4)	C/SOHO (2002 R4)

Примечание: все угловые величины даны в Эпохе 2000.0.

Комплексы SOHO комет и метеорных тел

(среднее q = 0.13 а.е.). В общей сложности для обоих моментов сближения (26 марта и 8 мая) по радиолокационным наблюдениям в Магадише, Гарварде, Харькове, Обнинске и Аделаиде найдено 155 орбит метеорных тел, связанных с кометой С/SOHO (2001 D1). Два больших роя метеорных тел встречают Землю с 21 по 29 марта и с 3 по 21 мая.



Рис.1 Семейство кометы С/SOHO (2002 V5)

Таким образом, можно придти к заключению, что SOHO кометы являются источником мелких метеорных тел и могут образовывать обширные кометно-метеорные комплексы.

Литература

- 1. Sekanina Zd., Chodas P. W. Origin of the Marsden and Kracht groups of sunskirting comets. I. Association with comet 96P/Machholz and its interplanetary complex // The Astrophysical Journal Supplement Series. V. 161. Issue 2. P. 551-586. 2005.
- 2. ssd.jpl.nasa.gov/dat/ELEMENTS.COMET.
- 3. The IAU meteor data center in Lund, Sweden.
- 4. *Терентьева А.К.* Орбиты малых метеорных роев. Астрон. циркуляр АН СССР. № 264. С. 1-8. 1963.
- Терентьева А.К. Малые метеорные рои // Сб. Исследование метеоров. № 1. Серия «Результаты исследований по международным геофизическим проектам». М. Наука. С. 62-132. 1966.

Сравнительное изучение орбитальной эволюции группы резонансных АСЗ Тимошкова Е. И. *ГАО РАН*

E-mail: elenatim@gao.spb.ru

В работе представлены результаты сравнительного изучения орбитальной эволюции группы резонансных АСЗ. Для каждого из 28 АСЗ, орбиты которых в настоящее время локализованы в окрестности резонанса 3:1 с Юпитером, получена численная модель движения путем интегрирования системы дифференциальных уравнений в прямоугольных координатах с учетом возмущений от 8 больших планет и Плутона на временном интервале в 100 000 лет. Интегрирование выполнялось методом Булирша-Штёра с переменным шагом. В качестве начальных данных интегрирования использовались значения оскулирующих элементов астероидов и возмущающих планет. Основными изучаемыми параметрами служат оскулирующие элементы орбиты и некоторые их комбинации. Сравнительный анализ полученных численных моделей движения показал, что поведение трех основных эволюционных параметров орбиты - большой полуоси, эксцентриситета и наклона к плоскости эклиптики - достаточно характерно для резонансных орбит типа 3:1, имеющих сближения с внутренними планетами. Орбиты 27 астероидов остаются в окрестности резонанса 3:1 с Юпитером, а в одном случае (астероид 30825 1990 TG1) наблюдается достаточно быстрое возрастание большой полуоси и уход в зону больших планет.

Comparative Study of the Orbital Evolution of a Group of Resonance NEAs

Timoshkova E.I. MAO RAS

The orbital evolution of 28 Near-Earth asteroids with the mean motions being in resonance 3:1 with Jupiter is studied by the numerical integration over 100 000 years taking into account the perturbations from 8 planets and Pluto. The integration has been done by Bulirsch-Stoer method. For initial integration data we have taken the values of osculating elements for 28 asteroids and for the planets from "The Ephemerides of Small Planets for 2005". The behaviour of the osculating semi-major axis, the eccentricity and the inclination has been analysed for all time of integration. Our comparative analysis has demonstrated that the character of change of the main evolutionary parameters of this group of asteroids is quite characteristic for the NEA with commensurability of their mean motions to Jupiter as 3:1. The orbits of 27 asteroids remain within the vicinity of mean motion resonance 3:1 with Jupiter. In one case (30825 1990 TG 1) the semi-major axis increases rapidly and the asteroid is moving into the region of the big planets.

Введение

Проблема долговременной эволюции движения астероидов, сближающихся с Землей (далее АСЗ) продолжает оставаться одной из центральных тем многих исследований последних лет. Ранее в работах [1,2] путем построения численных моделей движения нами изучалась эволюция двух групп АСЗ, средние суточные движения которых соизмеримы со средним движением Юпитера в отношении 3:1.

Данная работа является непосредственным продолжением [1,2]. Рассматривается группа из 28 AC3, средние движения которых соизмеримы со средним суточным движением Юпитера в отношении 3:1. Выборка этой группы проводилась из числа всех нумерованных на начало 2005 года астероидов по двум параметрам: 0.24 < n < 0.26, 0.35 < e < 1, где *n* и *e* - среднее суточное движение и эксцентриситет астероида. Величина *n*=0°.249 в сутки соответствует точной соизмеримости 3:1 с Юпитером. Таких астероидов из общего числа более чем 70000 нумерованных астероидов оказалось только 28 (см. в [3]). Меньше половины астероидов (12 из 28) имеют орбиты с наклоном к плоскости эклиптики *i* < 10°. Максимальное значение наклона чуть больше 68° наблюдается у орбиты астероида 5496 1974 NA. Три астероида имеют сильно вытянутые орбиты (*e* > 0.7). Наименьшее значение *e*=0.3699 имеет астероид 58325 1994 RE11. Следует заметить, что этот астероид и еще 7 других из рассматриваемой группы имеют перигельные расстояния *q* > 1.3 а.е. и по общепринятой классификации не могут быть отнесены к группе AC3. Это астероиды с номерами 6318, 6322, 8709,13551, 16588, 37314, 58325, 65335 и для них *q* =1.34; 1.33; 1.306; 1.46; 1.55; 1.42; 1.59; 1.54 а.е. соответственно. Интересно также отметить, что 15 астероидов из 28 имеют значения долготы узла в пределах второй четверти (90° < *Q* < 180°) и только по 3 астероида имеют значения *Q* в первой и четвертой четвертях.

Для каждого астероида была получена численная модель движения путем интегрирования системы дифференциальных уравнений движения в прямоугольных координатах с учетом возмущений от 8 больших планет и Плутона на временном интервале в 100 тысяч лет. Интегрирование выполнялось методом Булирша-Штёра с переменным шагом. В качестве начальных данных интегрирования использовались значения оскулирующих элементов астероидов и больших планет, которые были взяты из "Эфемерид малых планет на 2005 год" [3].

Описание эволюционных моделей и их сравнительный анализ

В качестве основных изучаемых эволюционных параметров рассматриваются шесть оскулирующих элементов орбиты: большая полуось, эксцентриситет, наклон к плоскости эклиптики, аргумент перигелия, долгота узла и средняя аномалия. Помимо этих элементов вычислялись гелиоцентрические расстояния астероида в перигелии q и афелии Q, а также в узлах орбиты r+ и r-, долгота перигелия π и критический аргумент $\sigma_{3l} = \lambda_a - 3\lambda_i +$ $2\pi_{a}$ где λ_{a} , - средние долготы астероида и Юпитера, π_{a} -долгота перигелия астероида. На основе полученных численных моделей движения было проведено детальное изучение основных эволюционных параметров орбиты каждого астероида в отдельности на всем интервале интегрирования. Поведение большой полуоси, эксцентриситета и наклона к плоскости эклиптики достаточно характерно для резонансных орбит типа 3:1, имеющих сближения с внутренними планетами. А именно, здесь можно видеть хаотические изменения большой полуоси и большие изменения в вариациях эксцентриситетов и наклонов. Следует отметить часто наблюдаемую синхронизацию вариаций эксцентриситетов и наклонов для орбит с начальными значениями $i > 15^\circ$. Наибольшая хаотизация в поведении *a*, *e*, *i* отмечается для астероидов, орбиты которых в начальный момент времени имеют *i*<10°. Это в первую очередь астероиды 4179 и 6489, орбиты которых в настоящее время практически лежат в плоскости эклиптики. Очень похожую между собой картину орбитальной эволюции демонстрируют три астероида - 887, 6491 и 19356. Для них характерен широкий диапазон изменений эксцентриситетов и наклонов без видимых корреляций с достаточно четко выделяемыми двумя неравными периодами в вариациях е, при этом в максимуме е достигает значений 0.9, 0.85, 0.95 соответственно. Наиболее регулярный характер в поведении основных эволюционных параметров на всем интервале интегрирования наблюдается для 5 астероидов, которые в начальный момент времени имеют перигельное расстояние q > 1.4 a.e.

t	а	е	i	Ω	arOmega	М
0.0	2.5007	.5534	15.975	173.600	168.152	164.974
20000.0	2.5041	.5759	16.075	161.425	193.262	141.141
40000.0	2.4949	.5994	18.130	178.761	188.498	189.421
60000.0	2.4969	.5707	19.606	178.711	143.170	197.723
80000.0	2.5015	.5644	18.189	197.227	179.019	176.627
100000.0	2.6037	.5540	17.668	189.543	157.656	175.135
t	q	Q	r+	r-	π	σ
0.0	1.1187	3.8827	1.8059	2.3362	174.440	189.079
20000.0	1.0643	3.9439	1.7428	2.0954	174.687	216.908
40000.0	1.0025	3.9873	2.3184	1.7386	174.401	174.331
60000.0	1.0748	3.9190	2.1011	2.1634	167.595	187.929
80000.0	1.0921	3.9109	1.8544	2.2845	196.246	188.499
100000.0	1 2020	4.0054	2 3263	2.0797	167 199	202 724

Таблица. Вычисленные "средние" для группы из 28 астероидов

Вместе с тем, если рассматривать некую "среднюю" картину эволюции всей группы как целого ансамбля, то изменения основных эволюционных параметров не столь значительны, как в случае отдельных астероидов. В приведенной выше таблице даны средние значения шести оскулирующих элементов и некоторых их комбинаций для нескольких моментов времени t (в годах) из интервала в 100 000 лет. Здесь средние значения вычислялись как среднее из 28 вычисленных параметров. Первая строка таблицы дает средние значения начальных данных

Заключение

Сравнительное изучение полученных численных моделей движения на промежутке в 100 000 лет показало: орбитальная эволюция рассматрива-емой группы астероидов отличается достаточным разнообразием. Орбиты 27 астероидов остаются в окрестности резонанса 3:1 с Юпитером на всем интервале интегрирования. В одном случае (астероид 30825 1990 TG1) на-блюдается достаточно быстрое возрастание большой полуоси и уход в зону больших планет. Если рассматривать некую "среднюю" картину эволюции всей группы как целого ансамбля, то изменения основных эволюционных параметров не столь значительны, как можно было бы предполагать.

Литература:

- 1.Timoshkova E.I. The Orbital Evolution of the Resonance Group of Near-Earth Asteroids // Proceedings of the International Conference "Order and Chaos in Stellar and Planetary Systems". ASP Conference Series. Byrd G. et al. (eds.). 2004. V.316. Р.118-121.
 2.Тимошкова Е.И. Статистический анализ орбитальной эволюции группы
- резонансных астероидов // Материалы конференции "Астероидно-кометная опасность -2005". СПб.: ИПА РАН, 2005. С.316.
- 3.Эфемериды малых планет на 2005 год. Шор В. А. (ред.). СПб: ИПА РАН, 2004.

Траектории в модельной задаче двух неподвижных центров Л.Эйлера

Жуйко С.В. ГАЙШ МГУ

e-mail: navigator@sai.msu.ru

Проведена полная классификация траекторий в задаче двух неподвижных центров Эйлера. Показано, что всего существует 73 типа возможных траекторий.

The Total Trajectories Classification in Euler Problem of Two **Immovable Centres** Zhuiko S.V.

Sternberg Astronomical Institute of Moscow State University

The total trajectories classification in Euler problem of Two Immovable Centres has been carried out. The classification is shown to contain 73 kinds of allowed trajectories.

Околоземная астрономия - 2007

Задача двух неподвижных центров была поставлена Леонардом Эйлером в 1760 г. и до сих пор является одной из фундаментальных задач небесной механики. Решение этой задачи заключается в нахождении координат свободно движущейся в потенциальном поле материальной точки как функций времени, удовлетворяющих дифференциальным уравнениям движения с заданными начальными условиями. Интерес исследователей к задаче двух неподвижных центров объясняется как наличием явной связи с хорошо изученной задачей двух тел (добавляется еще одна неподвижная материальная точка), так и со специфическим случаем задачи трех тел. Л. Эйлер, применив замену переменных, впервые получил решение через эллиптические интегралы [1]. К. Якоби получил решение задачи в квадратурах в эллипсоидальных координатах, затем, используя интеграл площадей, свел пространственный вариант к плоскому, рассматривая движение точки по плоскости, которая сама испытывает вращение вокруг оси, соединяющей неподвижные центры [2].

В планетной и спутниковой динамике достаточно часто могут встречаться случаи, когда речь идет о трех телах, взаимно притягивающихся по закону Ньютона, для которых справедливо выбрать проблему двух неподвижных центров в качестве приближенного метода изучения их траекторий.

После преобразования исходных уравнений движения к лиувиллевой канонической системе и разделения переменных в дифференциальном уравнении в частных производных Гамильтона-Якоби, первые интегралы задачи будут содержать полиномы четвертой степени, регуляризированные по независимой переменной, которая, в случае ее непрерывного изменения, выполняет ту же роль, что и время. Приравняем нулю эти полиномы, получим уравнения, решение которых может быть представлено в виде графиков кривых кратных корней.

Первые интегралы задачи

$$\frac{d\lambda}{d\tau} = \pm \sqrt{L(\lambda)} \,, \quad \frac{d\mu}{d\tau} = \pm \sqrt{M(\mu)} \,, \quad \frac{dw}{d\tau} = I\left(\frac{1}{\lambda^2 - c^2} + \frac{1}{c^2 - \mu^2}\right).$$

Основные полиномы

$$L(\lambda) = 2hc^2\lambda^4 + 2fcn_1\lambda^3 + (\gamma - 2hc^2)\lambda^2 - 2fcn_1\lambda - \gamma - I^2,$$

$$\begin{split} M(\mu) &= 2hc^2\mu^4 + 2fcn_2\mu^3 + (\gamma - 2hc^2)\mu^2 - 2fcn_2\mu - \gamma - I^2 \,. \\ \text{Регуляризационное уравнение} \\ \sqrt{2}dt &= c^2(\lambda^2 - \mu^2)d\tau \,. \end{split}$$

В данной работе на основе анализа графиков кривых кратных корней на плоскости постоянных интегрирования, методом "передвижения вдоль прямых", предложенным Г.К. Бадаляном [3,4], а затем усовершенствован-

Динамика малых тел-

ным и переработанным И.А. Герасимовым и Е.Л. Винниковым [5], установлена полная классификация траекторий материальной точки в потенциальном поле двух неподвижных центров с действительными положительными массами, разделенных действительным расстоянием [6,7]. Наиболее детально исследован плоский вариант задачи, отдельно рассмотрены ограниченные [8] и неограниченные траектории [9].

Для практических приложений в планетной и спутниковой динамике необходимо знать явные зависимости координат движущегося тела от времени, а так как формулы решения задачи двух неподвижных центров являются параметрическими функциями координат от собственного времени, то зависимость времени от регуляризационной переменной также задается одной из полученных функций. В случае непрерывного изменения собственного времени есть возможность решить обратную задачу – найти по заданному времени соответствующее значение собственного времени, т. е. разрешить трансцедентное уравнение, что представляет довольно трудную математическую задачу [10].

Итак, для задачи двух неподвижных центров Л.Эйлера классифицировано 24 типа плоских ограниченных траекторий, 23 типа плоских неограниченных траекторий и 26 типов пространственных траекторий. Другие движения математически невозможны. Классификация плоских ограниченных расширена и дополнена, в нее вошли такие особые случаи, как точка неустойчивого равновесия (точка либрации) и "иррациональные" траектории, когда траектория заполняет собой всю доступную для движений область плоскости. Классификация плоских неограниченных траекторий получена И.А. Герасимовым аналитически с помощью математического аппарата функций Вейерштрасса.

Литература

- Euler L. // Probleme un corps etant attire en raison reciprogue guarree des distances vers deux points fixes donnes, trouver les cas o'u la courbe decrite par ce corps sera algebrigue. Histoire de L'Academie Royale des sciences et Belles-lettres. V.XVI, p.228-249, (1760), 1767.
- 2. *Jacobi's C.G J.* Vorlesungen uber dynamik (1843). Herausgegeben von A.Clebsch. Berlin, 1884. (Перевод на русский язык *Якоби К.Г.* Лекции по динамике. Л.: Гостехиздат, 1936, 272с.)
- 3. *Бадалян Г.К.* // Об упрощении уравнения траектории в проблеме двух неподвижных центров. Доклады АН СССР. Т.24, №2, с.113-116, 1939.
- 4. Бадалян Г. К. // О проблеме двух неподвижных центров. Астрон. ж. Т.11, вып. 4, с.346-378, 1934.
- 5. *Герасимов И.А., Винников Е. Л.* // Определение областей возможных движений в задаче двух неподвижных центров. Труды ГАИШ, Т.68, с.31-85, М.: Изд. МГУ, 2000.
- 6. Герасимов И.А., Жуйко С.В. Завершение классификации областей возможных

движений в задаче двух неподвижных центров Л. Эйлера. // Вестник МГУ, Сер. 3. Физ., Астр., 2003, №5, с. 58-61.

- Герасимов И.А., Жуйко С.В. Исследование первых интегралов в задаче двух неподвижных центров Л. Эйлера. // Труды Второй Всероссийской научной конференции "Матем. моделирование и краевые задачи". Часть 3. Самара: СамГТУ, 2005, с. 74-81.
- 8 Герасимов И.А., Жуйко С.В. Классификация ограниченных траекторий в задаче двух неподвижных центров Эйлера. // Труды ГАИШ, 2006, Т. 76. с.83-92.
- Герасимов И.А., Жуйко С.В. Плоские траектории в классической задаче двух неподвижных центров Эйлера. // Вестник СамГТУ, Сер. Физмат науки, 2006, Вып. 43, с. 140-145.
- 10. Жуйко С.В. Вычисление постоянных интегрирования в задаче двух неподвижных центров Л. Эйлера. // Вестник СамГТУ, Сер. Физмат. науки, 2004, Вып. 26, с. 189-191.

Анализ результатов компьютерного моделирования метеороидных комплексов на основе критериев общности

Калинин Д.А., Куликова Н.В.

Обнинский Государственный Технический Университет (ИАТЭ), E-mail: sunny-sko@mail.ru

В данной работе представлен анализ результатов компьютерного моделирования возникающих при дезинтеграции кометных ядер метеороидных комплексов, проведенный с использованием 5 критериев: D_{SH} , D_D , D_H , геокритерия и динамического критерия. Определены пределы изменения значений каждого критерия и их значимость для классификации данных наблюдений.

Analysis of Computer Simulation of Meteoroid Complexes Based on Generality Criteria

Kalinin D.A., Kulikova N.V. Institute of Nuclear Power Engineering(IATE),Obninsk,Russia

The paper analyzes computer simulation results for cometary nuclei of meteoroid complexes; these results are obtained with the help of the five criteria: D_{SH} , D_D , D_H , a geocriterion and a dynamic criterion. Variability limits of each criterion and their significance for data classification are determined.

К настоящему моменту проблема безопасности полетов космических аппаратов в межпланетном пространстве приобретает первостепенное значение. Не в последнюю очередь это вызвано вероятностью столкновения искусственного аппарата при его движении с малыми небесными телами Солнечной системы и порожденными при их дезинтеграции роями еще более мелких тел. Знание того, что вероятность существует не равносильно ее предотвращению. Поэтому все более необходимы максимально приближенные к реальности знания о происхождении и эволюции, как самих малых тел, так и о динамике существования возникающих метеороидных комплексов. Независимо от механизма эрупции образуются потоки мелких и очень мелких тел, которые первоначально движутся по однородным орбитам, не сильно отличающимся от орбиты родительского тела.

Первоначальная дисперсия сразу после выброса мала, а в дальнейшем динамическая эволюция орбит метеороидных роев оказывается хаотичной. По прошествии длительных промежутков времени при неоднократных выбросах вещества под влиянием различных космогонических факторов вокруг родительской орбиты образуется сложный по составу и структуре метеороидных комплекс.

При встрече с Землей метеороидные рои порождают проникающие в атмосферу потоки частиц, которые принято называть «метеорными» потоками вещества вследствие того атмосферного явления, которое они вызывают. Для определения принадлежности отдельных метеоров к конкретному метеорному потоку используется несколько критериев или *функций расстояния* D. В этом случае орбита представляется точкой в 5-мерном фазовом пространстве элементов орбиты: *q* - перигелийное расстояние, е – эксцентриситет, і – угол наклона плоскости орбиты к эклиптике, щ - аргумент перигелия и Щ - долгота восходящего узла. При этом расстояние D_{max} между двумя точками и определяет общность происхождения двух исследуемых орбит.

А) Критерий D_{SH} был предложен Саутвортом и Хоккинсом [1]. Функция расстояния для двух орбит k и l задается следующей формулой:

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

где Ikl -угол между плоскостями орбит.

$$\left(2\sin\frac{I_{kl}}{2}\right)^{2} = \left(2\sin\frac{i_{k}-i_{l}}{2}\right)^{2} + \sin i_{k} \times \sin i_{l} \left(2\sin\frac{\Omega_{k}-\Omega_{l}}{2}\right)^{2};$$

$$\pi_{kl} = \omega_{k} - \omega_{l} \pm 2\arcsin\left(\cos\frac{i_{k}+i_{l}}{2} \times \sin\frac{\Omega_{k}-\Omega_{l}}{2}\sec\frac{I_{kl}}{2}\right);$$
(2)

знак «минус» стоит когда $\left|\Omega_{\boldsymbol{k}}-\Omega_{\boldsymbol{l}}\right|>180^{\circ}$

При этом правило для вычисления порогового значения $D_{_{max}}$ для схожести орбит имеет вид:

$$D_{\max} = 0.2 \left(\frac{360}{N_{\odot}}\right)^{\frac{1}{4}}$$
(3),

где N – размер выборки метеорных данных

Б) Другое выражение для этой функции было предложено Друммондом [2, 3].

$$D_D^2 = \left(\frac{e_k - e_l}{e_k + e_l}\right)^2 + \left(\frac{q_k - q_l}{q_k + q_l}\right)^2 + \left(\frac{I_{kl}}{180^\circ}\right)^2 + \left(\frac{e_k + e_l}{2}\right)^2 \left(\frac{\theta_{kl}}{180^\circ}\right)^2$$
(4)

где θ_{ij} - угол между линиями аспид орбит:

 $\theta_{kl} = \arccos \left[\sin \beta_k \sin \beta_l + \cos \beta_k \cos \beta_l \cos(\lambda_k - \lambda_l) \right]$

где λ, β - эклиптические координаты точек перигелиев, вычисляемые следующим образом:

 $\lambda = \Omega + \arcsin\left(\cos i \tan \omega\right) \; ; \; (\text{прибавляется } 180^{\circ} \; \text{если} \; \cos \omega < 0 \;)$

 $\beta = \arcsin\left(\sin i \sin \omega\right);$

В) Йопек [4] показал, что функции Друммонда и Саутворта-Хоккинса не эквивалентны. По результатам численного анализа свойств D_{SH} и D_D он предложил смешанный критерий:

$$D_{H}^{2} = \left(e_{k} - e_{l}\right)^{2} + \left(\frac{q_{k} - q_{l}}{q_{k} + q_{l}}\right)^{2} + \left(2\sin\frac{I_{kl}}{2}\right)^{2} + \left(\frac{e_{k} + e_{l}}{2}\right)^{2} \left(2\sin\frac{\pi_{kl}}{2}\right)^{2}$$
(5)

Г) Недавно был предложен новый подход к идентификации метеорных потоков. В отличие от вышеуказанных критериев этот подход базируется на геоцентрических элементах орбит (назовем его *геокритерием*). Для вычисления расстояния используется следующая **D** функция для двух метеороидов k и l. [5, 6]

$$D_{N}^{2} = (U_{k} - U_{l})^{2} + w_{1}(\cos\theta_{k} - \cos\theta_{l})^{2} + \Delta\xi^{2}$$

$$\Delta\xi^{2} = \min(w_{2}\Delta\phi_{l}^{2} + w_{3}\Delta\lambda_{1}^{2}, w_{2}\Delta\phi_{l1}^{2} + w_{3}\Delta\lambda_{11}^{2});$$

$$\Delta\phi_{l} = 2\sin\frac{\phi_{k} - \phi_{l}}{2}; \Delta\phi_{ll} = 2\sin\frac{180^{0} + \phi_{k} + \phi_{l}}{2};$$

$$\Delta\lambda_{1} = 2\sin\frac{\lambda_{k} + \lambda_{l}}{2}; \Delta\lambda_{ll} = 2\sin\frac{180^{0} + \lambda_{k} - \lambda_{l}}{2};$$
(6)

где w₁ w₂ w₃ – весовые факторы, которые могут быть установлены равными единице, или могут быть определены на основе информации о спорадическом фоне или дисперсии роя, λ - эклиптическая долгота метеороида в момент появления. Здесь \overline{U} – невозмущенная геоцентрическая скорость

Динамика малых тел-

метеороида, и – угол между \overline{U} и осью Y, а ϕ - угол между плоскостью YZ и плоскостью, содержащей \overline{U} и ось Y.

В предположении, что:

1. Земля движется по невозмущенной круговой орбите лежащей в плоскости эклиптики. Радиус орбиты принимается равным 1

2. Значение гравитационной постоянной и масса Солнца принимаются равными 1

3. гелиоцентрическая скорость Земли определяется как $V_{\oplus} = 1$ вместо $V_{\oplus} = \sqrt{1 + }_{\oplus}$; величина невозмущенной геоцентрической скорости метеороида U, когда он пересекает орбиту Земли, будет выражаться следующей формулой:

$$U = \sqrt{3 - \frac{1}{a} - 2\sqrt{a(1 - e^2)}\cos i}$$
(7)

где: *а* – большая полуось, *е* – эксцентриситет, *i* – наклон орбиты к плоскости эклиптики. Для метеороида U, θ и ϕ могут быть получены из U_x, U_y, U_z обратным вычислением из наблюдений по таким характеристикам метеора как геоцентрическая скорость V_G и экваториальные координаты радианта λ и δ [5-7]. Для геокритерия орбита метеороида представляется точкой на плоскости U-cos θ . Расстояние между двумя точками на этой плоскости и есть значение критерия. При определенном предположении, если определена большая полуось а:

$$U = \sqrt{3 - \frac{1}{a} - 2\sqrt{a(1 - e^2)}\cos i} = \sqrt{3 - 2(L_z - E)}$$
(9)

где L_z – орбитальный угловой момент, E=-1/2a – орбитальная энергия. Тогда сов θ определяется по формуле:

$$\cos\theta = (1 - U^2 - \frac{1}{a})/2U;$$
(10)

Два метеороида k и l принадлежат ассоциации, если значение D_{kl} определено как функция расстояния и не превышает определенного порогового значения D_{c} . Выбор значения D_{c} является основной трудностью для любой ассоциации метеороидов. Процедуре определения этого значения посвящены ряд работ [4, 8, 9]. В общем случае метеороидный рой определяется наблюдателями как концентрация точек вокруг некоторого центра, в качестве которого принимается средняя орбита роя.

Д) Большинство существующих критериев близости орбит малых тел берут за основу геометрическую похожесть орбит. Поскольку вопрос о близости орбит обычно ставится в контексте поиска родительского тела или выявления общности потока тел, порождённых одним родительским телом, то подразумевается, что в начальный момент времени все тела потока находились на одной орбите. Понятно, что переход объекта с одной орбиты на
другую возможен только под воздействием некоторой возмущающей силы.

Наличие эффекта негравитационного отклонения было выявлено для всех комет. Однако в большинстве случаев величина таких отклонений очень мала и существующая точность получения и обработки данных наблюдений не позволяет их обнаружить. Такие несистематические изменения в элементах орбиты кометы обусловлены выбросом материи из кометных ядер. Динамическим следствием, как однократного выброса, так и серии следующих друг за другом выбросов будет являться импульс, действующий на ядро в направлении, противоположном движению истекающего вещества. Аналогичный по величине импульс действует и на выбрасываемые частицы, но в противоположном направлении.

Под действием данного импульса происходит отклонение элементов орбиты выбрасываемой частицы от орбиты родительского тела. Величины отклонений элементов орбиты от начальной орбиты родительского тела в случае выброса могут быть определены как:

$$\tilde{S} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} S\Delta t, \tilde{T} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} T\Delta t, \tilde{W} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} W\Delta t$$
(9)

где $\tilde{S}, \tilde{T}, \tilde{W}$ - компоненты действующей на частицу силы. В системе координат ($\tilde{S}, \tilde{T}, \tilde{W}$) \tilde{S} – составляющая вдоль радиусвектора с положительным направлением от Солнца, \tilde{T} – составляющая, перпендикулярная радиус-вектору в плоскости орбиты с положительным направлением в сторону движения кометы, \tilde{W} – составляющая, перпендикулярная к плоскости орбиты с положительным направлением к северному полюсу. Значение динамического критерия \tilde{E} определяется в системе координат $(\tilde{S}, \tilde{T}, \tilde{W})$ как длина радиус-вектора:

 $\tilde{E}^2 = \tilde{S}^2 + \tilde{T}^2 + \tilde{W}^2$

Числовое значение динамического критерия можно получить используя Кеплеровские элементы орбит двух сравниваемых объектов по следующей формуле:

$$\bar{E}^2 = (\frac{\Delta p}{2 \cdot p})^2 \cdot (5 + \frac{3}{4} \cdot e^2) + e^2 \cdot (\Delta \omega + \cos(i) \cdot \Delta \Omega)^2 + ((\Delta i)^2 + \sin^2(i) \cdot (\Delta \Omega)^2) \cdot (1 + \frac{e^2}{2}) + (\Delta e - \frac{3 \cdot e \cdot \Delta p}{4 \cdot p})^2$$

где p, e, i, w, Ω - есть полусуммы значений соответствующих элементов для двух метеороидов, $\Delta a \Delta p$, Δe , Δi , Δw , $\Delta \Omega$ - их разность. [10]

Нами использовалась компьютерная технология исследования образования и эволюции метеороидных комплексов с целью определения предельных значений критериев общности для заведомо родственных метеороидов и выяснения характера поведения каждого критерия для метеороидных комплексов выбранных комет в процессе их жизненного цикла. Технология позволяет вычислить отклонения основных элементов орбит выброшенных

Динамика малых тел-

фрагментов при заданном алгоритме выброса вещества в указанном интервале скоростей выброса в любой точке рассматриваемой кометной орбиты. [11]

Для исследования была просчитана дезинтеграция нижеследующих комет в указанных годах появлений:

• Галлея - 1066, 1145, 1222, 1301, 1378, 1456, 1531, 1607, 1682, 1759, 1835, 1910, 1986;

• Темпеля-Туттля - 1533, 1567, 1600, 1633, 1666, 1733, 1767, 1800, 1832, 1899;

- •Джакобини-Циннера 1900, 1913, 1926, 1933, 1940, 1946, 1959, 1966, 1972, 1979;
- Понса-Виннеке 1819, 1858, 1869, 1875, 1886, 1892, 1898, 1909, 1915, 1921, 1927, 1933, 1939, 1945, 1951, 1964, 1970, 1976, 1983;
- •Грига-Шьелерупа 1907, 1912, 1917, 1922, 1927, 1932, 1937, 1942, 1947,

1952, 1957, 1961, 1967, 1972, 1977, 1982, 1992, 1997;

При этом выбросы для определенной кометы моделировались в диапазоне от 0° до 180° истинной аномалии с шагом 10° и интервалом скорости от 0 до максимального значения скорости выброса с шагом ($V_{max} - V_{min}$)*n⁻¹, где n=10. (V_{max} для кометы Галлея – 500 м*c⁻¹; Темпеля-Туттля – 5 м*c⁻¹; Джакобини-Циннера – 50 м*c⁻¹; Понса-Виннеке – 50 м*c⁻¹; Григга-Шьеллерупа – 40 м*c⁻¹). Всего для каждой кометы было смоделировано по 500000 фрагментов выброса, что дает для каждого интервала необходимую точность исследования.

Для смоделированных орбит фрагментов были вычислены все типы вышеописанных критериев. Некоторые из полученных результатов представлены на рис. 1-3.



Рис 1. Вариации всех критериев общности для фрагментов кометы Галлея в двух появлениях: а) 1682 г., б) 1910 г. Скорость выброса фрагментов 250 м*с⁻¹.

Из рис. 1 видно, что динамический критерий дает наибольшие значения, а геокритерий наименьшие. Поскольку величина критерия характеризует



Рис 2. а) комета Темпеля-Туттля в появлении 1733 г. приведены вариации 5 критериев при скорости выброса 2.5 м/с. б) вариации критериев общности для фрагментов кометы Джакобини-Циннера в появлении 1900 г. скорость выброса фрагментов 50 м*с⁻¹



Рис 3. Вариации всех критериев общности для фрагментов кометы Понса-Виннеке в появлениях а) 1819 г., б) 1886 г., в) 1921 г., г) 1983 г. для скоростей выброса фрагментов 50 м*с⁻¹.

плотность наблюдательных данных, то геокритерий – наиболее «жесткий» (рой Орионид и η-Акварид). Следует отметить, что величина динамического критерия, характеризующая изменение элементов орбиты вследствие эффектов выброса имеет тенденцию к уменьшению значений от 1682 г. до 1910 г., хотя и незначительное. Это может быть связано с уменьшением массы кометы в процессе ее временной эволюции, что и привело к ее окончательному распаду. Видно, что все критерии крайне малы и находятся в интервале от 0.2*10⁻⁵ до 0.2*10⁻⁴. По динамическому критерию метеоры потока Леонид идентифицировать крайне трудно из-за малого его значения.

Для фрагментов кометы Джакобини-Циннера (рис. 26) поведение геокритерия в районе афелия противоречит поведению всех остальных критериев. В то время как остальные 4 критерия в этом районе показывают увеличе-

Динамика малых тел

ние значений, геокритерий стремиться к минимуму. В области орбиты кометы +90°... -90° геокритерий и динамический критерий по значениям почти совпадают, и так же как и значения критериев Друммонда и Йопека различаются на порядок при изменении величины скорости выброса на порядок.

Из рис. 3 видно, что для метеороидных комплексов кометы Понса-Виннеке в появлениях 1819, 1886 и 1921г. геокритерий и критерий Йопека ведут себя практически одинаково и тенденция их поведения в районе орбиты 90°-270° прямо противоположна поведению 3-х других критериев. Сами величины критериев крайне малы и не превышают значения 0.02. Однако, для метеороидного комплекса этой кометы в появлении 1983 г. значения геокритерия возросло на порядок, в то время как значения остальных критериев остаются в прежних пределах. Возможно, такая ситуация вызвана значительным изменением орбиты кометы у 1983 г.

Из приведенных результатов можно заключить, что установленные предельные значения любого из критериев зависят от предполагаемого значения скорости выброса вещества, которая в свою очередь, напрямую связана с механизмом выброса. Понятна и общая тенденция изменения значений критериев с увеличением значений скорости выброса вещества. Следует отметить, что сами значения всех критериев для исследуемых комет весьма малы и только с увеличением скорости выброса более 100 м/с начинают приближаться к значениям критериев, принимаемые наблюдателями за пороговое значение. Во всех случаях критерии Друммонда и Йопека фактически не различаются из-за малой разницы получаемых значений. Более широкие возможности для объединения наблюдаемых метеороидов в ассоциации (кластеры) дает динамический критерий, определяющий разброс частиц вследствие эффекта сил выброса. Что касается геокритерия, то единой линии поведения установить не представляется возможным. В каждом конкретном случае вариации данного критерия оригинальны. Этот критерий требует тщательного исследования, как из-за заложенных в алгоритм его вычисления предположений, так и из-за большого числа погрешностей при наблюдениях. Поскольку во всех наших вычислениях в основу закладывалось невозмущенное движение, то введение в базовую технологию модуля гравитационных возмущений естественно уточнит полученные результаты и более приблизит их к реальным. Разумеется, уточнение данных наблюдений, более тщательный их отбор и уменьшение погрешностей, наконец, позволит приблизиться к определению пороговых значений любого из критериев с двух противоположных сторон и с достаточной уверенностью определить искомое значение.

Литература:

- 1. Southworth R. B., Hawkins G. S., Statistics of meteor streams. Smithson. Contrib. Astrophys. 1963, 7, p. 261-285:
- 2. Drummond J. D. On meteor/comet orbital discriminant D. 1979, In Proc. Southwest Regional Conference on Astronomy Astrophysics (P.F. Gott and P.S. Riherd, Eds.), V. 5, p. 83-86. Little Rock; AR;

- 3. Drummond J. D. A test of comet and meteor shower associations. 1981, Icarus N 45, p. 545-553;
- 4. Jopek T. J. Remarks on the meteor orbital similarity D-criterions. 1993, Icarus. N 106, p. 603-607;
- 5. Valsecchi G. B., Jopek T. J., Froeschle Cl., Meteoroid stream identification: a new approach I. Theory. 1999, Mon. Not. R. Astron. Soc., N 304, p.743-750;
- Carusi A., Valsecchi G.B., and Greenberg R. Planetary Close Encounters geometry of approach and past-encounter orbital parameters. Cel. Mech. Dyn. Astron. 1990., v 49., p. 111-131;
- 7. Jopek T. J., Froeschle Cl., Valsecchi G. B., Asteroid Meteoroid Streams., Asteroids III. 2000 p. 645-652;
- 8. Lindblad B.A. A compurized stream search among 2401 photographic meteor orbits. Smithson. Contrib. Astrophys. 1971., v 12., p. 12-24;
- 9. Jopek T.J. and Froeschle Cl., A stream among 502 TV meteor orbits. An objective approach. Astron. Astrophys. 1997, v 320., p. 631-641;
- Баканас Е.С. Статистические и динамические закономерности распределений малых тел в Солнечной системе. Диссертация на соискание ученой степени к. ф-м. н. М., 2005. 91с.
- 11. Kilikova N.V., Tischenko V. I. Computer technologies for processing and presenting simulation results and astronomical observational data. 2003, Astronomical and Astrophysical Transaction. 2003 V. 22, n 4-5, p 535-541.

Импактные кратеры и линейные магнитные аномалии

Михеева А.В. ИВМиМГ СО РАН E-mail: anna@omzg.sscc.ru

Рассматривая проблему АКО нельзя обойтись без анализа исторических космогенных ударных событий, процессов ударного кратерообразования, изучения закономерностей строения метеоритных кратеров. Создаются электронные каталоги импактных структур, один из которых представлен на сайте ИВМиМГ [4], где собрана наиболее полная информация по известным и вновь открываемым космогенным кратерам. Как отмечалось автором в работе [1], анализ геофизических и рельефных карт крайне важен для распознавания кратеров многих космогенных структур. В настоящей работе сделана попытка анализа одной из таких карт: карты линейных магнитных аномалий (ЛМА).

К настоящему время накопилась большая литература о методах геохронологического изучения аномального магнитного поля океана и структуре инверсионного магнитоактивного слоя ([6] и др.). Построены новые карты возраста океанического дна, как, например, Тектонический глобус, составленный во ВНИИЗарубежгеологии в 1991 году и послуживший осно-

вой для своего электронного варианта [5]. Главные тематические покрытия геодинамического глобуса представ-ляют собой описание объектов объединенных между собой по определенным признакам.

Тектонические структуры площадного распространения (полиго-нальное покрытие) разделены на группы объектов по их геодинамической позиции: структуры на границах раздвижения плит – зоны спрединга в океанах и окраинных морях (разделены по возрасту океанической коры в соответствии с данными о ЛМА) и континентальные рифтовые зоны; на границах сближения плит, во внутренних частях плит. Структуры на границах сближения плит представлены позднекайнозойскими складчатыми поясами и позднекайнозойскими и современными активными континентальными и позднекаинозоискими и современными активными континентальными окраинами. Внутри плит выделяются структуры: в океанах (блоки, хребты, микроконтиненты и поднятия неясной природы и возраста), на континентах и микроконтинентах (дофанерозойский фундамент, фанерозойские складча-тые пояса, краевые прогибы, осадочный чехол), на древних активных окраи-нах континентов (позднемезозойские – раннекайнозоские вулканоплутони-ческие пояса), на позднекайнозойских пассивных окраинах континентов и в областия выстривнические – раннекайнозоские вулканоплутониобластях внутриплитного магматизма.

Тектонические структуры линейного распространения (линейное покрытие) представлены трансформными и нерасчлененными разломами, сдвигами, сбросами, надвигами и прочими элементами (зоны субдукции, погребенные желоба, линейные магнитные аномалии и т.д.).

погребенные желоба, линейные магнитные аномалии и т.д.). Геометризация построений и рассмотрения тектонических структур позволяет сделать вывод о влиянии на разломную тектонику океанического дна разнопорядковых нелинейных геодинамических эффектов. Последние могут быть вызваны как глубинными процессами в геосферах, так и раз-личного рода внешними воздействиями на землю. Остановимся подробнее на рассмотрении линейных магнитных аномалий. Впервые ЛМА были обнаружены в 50-х годах при геофизическом изучении Тихого океана. Именно это открытие позволило в 1968 году сфор-

мулировать теорию спрединга океанического дна, которая выросла в теорию тектоники плит. Линейные магнитные аномалии характеризуют термооста-точную намагниченность железосодержащих пород, приобретаемую ими при остывании ниже точки Кюри. Магнитные моменты атомов принимают направление глобального магнитного поля Земли, различного в разные гео-логические эпохи (период переполюсовки ~200 000 лет). Однако, направле-ние намагниченности может быть определено и другими факторами локаль-ной магнитной обстановки. Поэтому изучение ЛМА интересно не только в зонах спрединга, где структура инверсионного магнитоактивного слоя помогает определить возраст океанического дна, но и в других активных обла-

186

стях, где когда-либо присутствовал процесс остывания пород. Например, в таких активных зонах континентальной коры, где присутствует длительное и пульсирующее поступление аномальной мантии в "рифтовую подушку" через многочисленные каналы- трещины, или в вулканических кратерах, где преобладают вулканиты с высокой намагниченностью, или в ударных структурах при условии наличия в них магнитоактивных пород источников региональных магнитных аномалий.

Как показывает анализ карты ЛМА в районах расположения известных импактных структур, линии аномалий зачастую повторяют своими очертаниями круговую структуру кратеров. Для данной разрешающей способности карты – это крупные структуры с диаметром от 100 км: достоверные - Прибалхашско-Илийский (Д=720 км) и Попигай (Д=100 км); предполагаемые - Атлантический (Д=300 км), Настапока (Гудзонов зал.) (Д=440 км), Уральская (Д=600 км) и др. Соответствующие им аномалии концентрической формы представлены на рисунке 1.

Данная модель позволяет по-новому трактовать закономерности образования и размещения месторождений полезных ископаемых Урала (Березовское месторождение золота и др.), кимберлитовых, лампроитовых трубок взрыва и связанных с ними алмазов, проблемы формирования базит-ультрабазитовых комплексов, вулканизма, гранитоидного магматизма, метаморфизма пород, образование уральских импактных горстов и диатрем, соляных куполов и карбонатных «рифов». В работе [3] рассмотрен максютовский комплекс, который можно рассматривать как «пробный камень» геодинамических моделей; и эклогит-глаукофансланцевый пояс Урала - как диагностический признак гигантской импактной структуры (гиаблемы). Данная импактная гипотеза подтверждается также и данными о ЛМА (рис.1). Интересно также отметить, что по другим магнитным данным (рис.2) Уральской структуре соответствует хорошо выраженная область высокой намагниченности. Карта намагниченности земной коры [7] основана на измерениях магнитного поля, сделанных спутниками HACA Magsat, OGO-2, OGO-4, и OGO-6. Теплые цвета (красные) указывают самое сильное намагничивание в то время как прохладные цвета (синие) - самое слабое. На рисунке 2 также приведён фрагмент карты по импактной структуре Бангуи (Д=810 км), где тоже видна область повышенной намагниченности в зоне кратера. На рисунке 3 такие области соответствуют окраинам известных поблизости структур: Нуньес (Д=200 км) Nunes и Бермудский (Д=1250 км) Bermud.

Исходя из сказанного можно предположить, что круговые структуры ЛМА смогут послужить дополнительным диагностическим признаком в задаче обнаружения новых импактных кратеров с помощью цифровой карты. На рисунке 4 показаны фрагменты карты с круговыми структурами ЛМА. Окружностью чёрного цвета показан имеющийся в пределах фрагмента импактный кратер (его название и диаметр указаны в подписи). Необходимо



Рис.1. ЛМА известных импактных кратеров.

1. Прибалхашско-Илийский (Д=720 км) 2. Атлантический (Д=300 км) 3. Настапока (Гудзонов зал.) (Д=440 км) 4. Уральская (Д=500 км) 5. Безимянный (600 км) 6. Южсно-Каспийская (400 км) 7. Бангвеулу (150 км) 8. Земля Уилкса (243 км) 9. Чиксулуб (180 км) 10. Крестон (75 км)

также отметить, что не все, даже достоверные, структуры сопровождаются соответствующей конфигурацией ЛМА, что по-видимому объясняется составом и свойствами пород мишени, участвующих в процессе расплавлениязастывания.



Рис.2. Максимумы намагниченности по астроблемам Уральская и Бангуи.

Рис.3. Область высокой намагниченности в пределах структур Нуньес и Бермудский.



Рис.4. Круговые, дугообразные и кольцевые структуры ЛМА.

1. Антарктида 2. Сев.Австралия (Фхон-5км) 3. Индонезия 4. Саяны 5. Бер.сл.кос. (Босумтви-10км) 6. Ю.Америка, . Белен 7 . П-ов Флорида 8. В.Африка 9. LMA района о. Ян-Майен (Гренландское море) 10. о.Барбадос С другой стороны, не всегда размеры аномалий ограничиваются только размером кратера. Зачастую в эти аномальные структуры включена гораздо большая площадь (рис.5.)



Рис. 5. ЛМА, значительно превосходящие по размеру известные импактные кратеры. 1. Попигай (100 км) 2 Лима (113 км) 3. Нгоро-Нгоро (25 км) 4. Шангхеван (30 км). Таббан (12 км) 6. Байша (3.5 км)

Таким образом, данная карта представляет собой некий "геологогеофизический портрет" прогнозируемых объектов, в нашем случае структур концентрической формы, позволяющий сделать вывод об их пространственном положении. Для более точного определения природы и генезиса этих структур необходимо привлекать другие геолого-геофизические материалы, в частности, в виде вертикальных разрезов по конкретным профилям, позволяющих судить о том, является ли данная структура бескорневой навешенной структурой.

Литература

- 1. Алексеев А. С., Михеева А. В., Лысковская Е. В. (2005). СУБД Каталог Импактных Структур Земли. Всеросс. конф. АКО-2005, 3-7 октября 2005, г. Санкт-Петербург, с. 11
- 2. *Кузовков Г.Н.* (1998). Приложение механизма ударно-взрывного процесса к объяснению геологических явлений, Екатеринбург: Изд-во УГГГА, 376 с.
- Кузовков Г.Н. (2001) Максютовский комплекс на Южном Урале "пробный камень" уральской геодинамики. Отеч. геол. - 2001. - N 6. - С. 58-59
- 4. Михеева А.В. Web-сайт «Каталог Импактных Структур Земли» (omzg.sscc.ru/impact)
- 5. Рундквист Д.В. (2006) Web-сайт «Электронная Земля» (earth.jscc.ru/index_en.php)
- 6. Шнейдер А. А. «Линейные магнитные аномалии океана»; М.: Наука, 2003. 20 л.
- 7. Michael Purucker (2006) Magnetization of the earth's crust. Planetary Geodynamics Laboratory NASA/GSFC (denali.gsfc.nasa.gov/research/crustal_mag/prep)

Космические миссии

Кометы после космических миссий «Стардаст» и «Дип Импакт» и перед «Розеттой»

Чурюмов¹К.И., Шульман ²Л.М.

¹Киевский национальный университет имени Тараса Шевченко ²Главная астрономическая обсерватория НАН Украины E-mail: <u>klim.churyumov@observ.univ.kiev.ua</u>

Рузультаты космических миссий Стардаст и Дип Импакт и программа миссии Розетта обсуждаются.

Comets after the space missions "Stardust" and "Deep Impact" and before "Rosetta"

Churyumov ¹K.I., Shulman ²L.M.

¹Kyiv Shevchenko national university ²Main astroniomical observatory of NAN of Ukraine

Results of the space missions "Stardust" and "Deep Impact" and mission "Rosetta" are discussed.

Ученых кометы интересуют во-первых, из-за того, что кометные ядра являются реликтовыми "кирпичиками", из которых образовалась Солнечная система. Кометы сохраняют первичное вещество - свидетельство ранней стадии зарождения Солнца и планет 4.6 милиардов лет тому назад. Во-вторых, кометы – это своеобразные индикаторы физических условий в межпланетной среде и средство диагностики межпланетной плазмы, солнечного ветра и вспышек солнечных космических лучей, причем как на малых, так и на больших гелиоцентрических расстояниях и гелиографических широтах. В-третьих, кометы – естественные космические лаборатории, в которых происходят уникальные физические явления, невозможные для воспроизведения в земных лабораториях. В-четвертых, существует вероятность столкновения ядра кометы с Землей, следствием которого возможна глобальная катастрофа.

Космические миссии

Примерами таких столкновений являются Тунгусский «метеорит» в 1908 г. и комета, убившая динозавров 65 млн лет тому назад.

Помимо всего прочего, кометы сыграли большую роль в развитии науки, особенно физики, математики и космонавтики. Так на комете Галлея был проверен и триумфально подтвержден закон всемирного тяготения. Когда она вернулась в 1759 году, как и предсказала ей зарождающаяся тогда наука – небесная механика (Э.Галлей, 1709 г.) закон всемирного тяготения был безоговорочно воспринят всеми учеными как один из фундаментальных законов природы. Первый молекулярный спектр был получен в 1864 г. Донати для кометы 1864 II, который позже был правильно истолкован Хаггинсом, как спектр молекулы углерода (полосы Свана), что послужило толчком для первых шагов молекулярной спектроскопии. Кометные хвосты демонстрировали реальность давления света на твердые тела и газы, что было доказано теоретически и экспериментально (Бессель, Максвелл, Бредихин, Лебедев) в XIX-XX ст. Для решения уравнений движения комет были развиты новые методы численного интегрирования дифференциальных уравнений (Адамс, Коуэлл и др.). Исследование динамической эволюции комет показало разительные изменения их орбит в поле тяготения планет, что было использовано в космонавтике для пертурбационных маневров космических аппаратов в поле тяготения планет Солнечной системы для точной доставки аппарата в любую точку Солнечной системы [1-2].

Чтобы в деталях изучить многие загадочные явления в кометах и установить связь вещества ледяных кометных ядер с реликтовым веществом протопланетного облака учеными и инженерами были разработаны, осуществлены и продолжают осуществляться космические миссии к ядрам периодических комет [3].

Миссия Стардаст (Stardust)

КА Стардает стартовал с мыса Канаверал 7 января 1999 г., совершил



Рис. 1 Ядро кометы Вильда 2. Изображение получено с борта КА «Стардаст» 2 января 2004 г.

три витка вокруг Солнца и 2 января 2004 г. пролетел на расстоянии 236 км от ядра периодической кометы Вильда 2. При этом сближении были получены наиболее детальные, из всех полученных ранее до этого пролета, изображения поверхности ядра кометы с высоким разре шением. Размеры ядра 1.65 х 2.00 х 2.75 км 0.05 км. Альбедо = 0.03±0.015 (рис.1-2).

На изображениях, полученных Стардастом видны остроконечные пики высотой 100 м и кратеры, глубиной более 150 м. Некоторые кратеры имеют круглые центральные впадины, окруженные неровным рядом выброшенного из недр ядра кометного вещества, тогда как другие



Рис. 2. Карта поверхности ядра кометы Вильда 2.



Puc.3. Ловушки с аэрогелем для захвата межзвездных и кометных пылинок.

кратеры имеют совершенно плоское дно и прямые стены. Диаметр самого большого кратера, получившего название «Левая ступня» равен 1 км, а это 1/5 всего 5 километрового ядра кометы Вильда 2. Другим большим сюрпризом было обилие (более 25) и активность джетов частиц, вытекающих из различных участков поверхности ядра. Перед сближением предполагалось, что джеты должны выбрасываться на короткие расстояния от ядра, затем диссипировать, образуя светящееся гало вокруг ядра кометы Вильда 2. Вместо этого, некоторые сверхскоростные джеты оставались узкими, как струя воды, вытекающая из мощного садового брандспойнта. Эти джеты создали весьма серьезную обстановку для КА Стардаст во время его сближения с ядром кометы Вильда 2. Зонд Стардаст был совершенно изрешечен миллионами частичек в секунду при его пролете через три гигантских джета. 12 таких частиц, некоторые больше пули, проникли через верхний слой защитного экрана космического аппарата.

В течение 6 летнего полета к ядру кометы Вильда КА Стардаст, с помощью специальной ловушки, в ячейки которой были уложены блоки специального вещества низкой плотности - аэрогеля (состав такой же, как у стекла, но в 1000 раз меньше плотности стекла) (рис. 3), производил сбор межзвездного вещества, поток которого был обнаружен в Солнечной системе в направлении от созвездия Стрельца, и сбор кометных частичек вблизи ядра кометы Вильда 2. Частицы проникали в аэрогель, образовывали треки, напоминающие головастиков, тормозились и застревали в аэрогеле вблизи треков.

Пылинки также сталкивались с экраном из алюминиевой фольги, оставляя в нем следы в виде микрократеров.

Капсула с кометными и межзвездныими пылинками благополучно вернулась на Землю 15 января 2005 г. и была доставлена в исследовательскую лабораторию в Беркли (США). Сразу же после просмотра ячеек ловушки около 25 треков-«головастиков» было обнаружено невооруженным глазом в некоторых блоках аэорогеля. Сотни других частиц было найдено только с помощью специального микроскопа, причем много частиц уже обнаружено любителями, которые подключились к поискам межзвездных и кометных частичек по программе Stardust@home.

Анализ уже найденных в аэрогеле кометных частиц показал, что в каждой четвёртой из частиц, изученных к настоящему моменту, присутствуют



Рис.4. Пылинка из комы кометы Вильда 2 из минерала оливина.

«высокотемпературные» минералы, такие, как форстерит и кальциево-алюминиевые включения (CAIs), которые формируются при температурах выше тысячи градусов по Цельсию. Также были найдены другие неожиданные «ингредиенты» минералы, богатые титаном, и оливин (рис.4). Но кометы формировались в холодных внешних областях ранней Солнечной системы, где мог существовать лёд, и никогда не подвергались такому нагреву. А это значит, что их история куда более сложна, чем предполагалось ранее, и они представляют собой смесь компонентов, сформиро-

ванных в самых различных областях молодой Солнечной системы как на её периферии, так и вблизи её центра, в условиях очень высокой температуры.

Вполне могут быть, по крайней мере, две возможности для появления «высокотемпературных» минералов в составе комет. Первая: существует гипотеза о сильном звездном ветре и мощных выбросах корональной плазмы молодого Солнца (проходившего стадию звезды Т Тельца), выдувавших во внешние области зарождающейся планетной системы капельки расплавов из центрального её района. Вторая версия заключается в том, что данные минералы были сформированы около других звёзд, и лишь потом, после странствий по Галактике, проникли и перемешались с веществом Солнечного протопланетнго диска. Научный руководитель проекта Stardust, профессор Дональд Браунли (Donald Brownlee) из университета Вашингтона полагает, что детальный изотопный анализ этих минералов, вероятно, поможет выбрать одну из этих гипотез.

КА Стардаст с успехом выполнив свою главную программу, продолжает полет по гелиоцентрической орбите. Так как все его приборы продолжают функционировать, было предложено переориентировать его полет к комете Темпель 1 - главной цели миссии Дип Импакт. Новая миссия Стардаста получила название Стардаст-Некст (Stardust-NExT - New Exploration of Tempel). Одна из ее основных целей — сблизиться в 2011 г. с ядром кометы Темпель 1 и сфотографировать искусственный кратер на ее ядре, образовавшийся вследствие удара импактора Дип Импакта с ядром кометы Темпеля

Миссия Дип Импакт (Deep Impact)

КА Дип Импакт стартовал с космодрома Кеннеди 12 января 2005 г. 3 июля 2005 г. зонд сблизился с короткопериодической кометой семейства Юпитера Темпеля 1 9P/Tempel 1 и с него был направлен на ядро кометы



Рис. 5. Ядро кометы Темпеля 4 июля 2005 г.

импактор, состоящий на 49% из меди, 24% алюминия и 25% других материалов, в том числе 6.5 кг неиспользованного гидразина (N_2H_4) [5]. 4 июля 2005 г. импактор на скорости 10.3 км/с врезался в ядро кометы Темпеля 1. По мере сближения с ядром видеокамера, установленная на импакторе передавала детальные изображения ядра вплоть до 4 секунд до столкновения (рис.5). Пролетный модуль Дип Импакт в это время приблизился к ядру кометы на 500 км и зафиксировал удар импактора по ядру кометы. Одной из главных целей пролетного модуля яв-

лялось получение четких изображений искусственного ударно-взрывного кратера на поверхности ядра кометы, образовавшегося вследствие удара импактора об ядро. К сожалению при взрыве из внутренних областей ядра была выброшено огоромное облако мелких льдинок, с вкраплением пылинок, которое заэкранировало кратер, и пролетный модуль не смог сфотографировать этот новый кратер на ядре кометы Темпеля 1 и определить его диаметр и глубину. А это был бы весьма важный результат, который позволял проверить реальность моделей многих исследователей, например, [6]. В рамках этой модели, основанной на идее Эпика об использовании закона сохранения импульса при движении импактора в поверхностном слое мишени [7], были выведены уравнения, связывающие диаметр D и h глубину искусственного кратера, плотность р и прочность на сжатие $\sigma_{\rm p}$ вещества поверхностного слоя кометного ядра с диаметром d и плотностью ударника δ с КА Дип Импакт.

При скорости столкновения V=10.3 км/с, плотность вещества импактора 7.0...8.9 г/см³, плотность вещества кометного ядра $\rho = 0.5...10$ г/см³, прочность вещества кометного ядра $\sigma_p = 10...100$ кH/м², эквивалентном диаметре сферического ударника d = 43.0...46.6 см, безразмерном факторе передачи импульса k = 2.45, было получено, что глубина образованного кратера составит h = 4.8...5.6 м, а диаметр кратера, будет равняться D = 22...57 м. Однако, ученые команды «Дип Импакт» полагают, что диаметр кратера должен быть D~110 м и глубина h~27 м, принимая при этом крайне низкое значение прочности вещества кометного ядра $\sigma_p = 65$ H/м² (65 Па), что не представляется реальным, так как даже прочность рыхлых метеорных пылевых шаров в атмосфере Земли (по Уипплу) составляет 1 кH/м² Реальность той или иной модели может быть подтверждена КА Стардаст, который в 2011 г. сблизится с ядром кометы Темпеля 1 и сфотографирует искуственный кратер на нем, который должен находиться между двумя похожими друг на друга ударными кратерами на ядре кометы.

В спектре выброшенного из кратера вещества обнаружен цианид водорода HCN. Также предполагается наличие метилцианида (CH₃CN) в выброшенном из кратера веществе (пик на 4.40 мкм). На начальных стадиях выброса вещество было горячее 1000°К, на последней стадии выброса вещество имело температуру значительно меньшую. Скорость наиболее быстрых частиц в выбросе достигала 5 км/с. В начале выброса количество органики по сравнению с водой возросло.

На изображениях ядра и фрагментов его поверхности, полученных импактором Дип Импакта, и покрывающих около 30% поверхности ядра, хорошо заметны несколько областей с разной морфологией (Рис.5). Поверхность ядра покрыта несколькими десятками кольцевых структур, размерами от 40 до 400 м. Общее распределение этих структур по размерам и частоте этих структур согласуется с популяцией ударных кратеров, наблюдающихся на поверхностях других тел Солнечной системы. На поверхности ядра кометы Темпеля существуют две большие области с гладкой поверхностью (плато). Одна из гладких поверхностей ограничена с севера обрывом ~20 м высотой. Похожее плато с гладкой поверхностью наблюдалось также на ядре кометы Боррелли. Гладкие области и окружающие их обрывы могут указывать на слоистость строения ядра кометы Темпеля 1. В целом же вся поверхность ядра кометы Темпеля 1 довольно однородна по альбедо и цвету. Вариации альбедо лежат в пределах 50% от средней величины 0.04. Ника-ких выходов льда или инея на ядре не было обнаружено, исходя из анализа альбедо или цвета. Была сделана оценка, что ядро кометы Темпеля 1 теряет 10° г вещества за одно прохождение через перигелий. С помощью инфра-красных наблюдений (1.05-4.8 мкм) была построена температурная карта ядра, которая показывает вариации температуры на освещенной стороне от 260±6°К до 329±8°К. Температурная карта полностью соответствует топографии ядра: тени - это холодные области, а наиболее теплые области лежат вблизи подсолнечной точки. Период вращения ядра вокруг собственной оси равен 1.701±0.0014 суток (40.832±0.33 часа). Форма ядра определена не полностью из-за малого периода вращения и большой скорости пролетного модуля Дип Импакта. Размеры ядра 7.6х4.9 км. Эффективный радиус ядра кометы равен 3.0±0.1 км. Средняя плотность ядра 0.6 г/см³. КА Дип Импакт продолжал свой полет по гелиоцентрической орбите и в декабре 2007 г. он пролетел вблизи Земли, где, получив гравитационный импульс, был переориентирован на пролет вблизи ядра короткопериодической кометы семейства Юпитера Бетина (85Р/Boethin), мимо которого он пролетит в 2008 г.

Миссия Розетта (Rosetta)

КА Розетта стартовала 2 марта 2004 г. с космодрома Куру (Французская Гвиана) в направлении к ядру короткопериодической кометы Чурюмова-Герасименко (67P/Churyumov-Gerasimenko) [9] (рис.6).

Ядро кометы Чурюмова-Герасименко, после посадки на него посадочного модуля, который доставит космический аппарат "Розетта", позволит



Рис.6. На космодроме КУРУ за 2 дня до запуска «Розетты. Ариан с Розеттой на старте.

расшифровать тайну ледяных кометных ядер – носителей загадочного реликтового вещества Солнечной системы, а от них — прямой путь к решению фундаментальной проблемы космогонии Солнечной системы и происхождения жизни на Земле.

Сейчас Розетта совершает свой второй виток по околосолнечной орбите, пролетев в марте 2005 г. вблизи Земли и получив от нее первый гравитационный импульс, 26 марта 2007 г. пролетела над Марсом на высоте 240 км. получив от него второй ускоряющий гравитационный импульс, а в октябре 2007 г. пролетела вблизи Земли, получив от нее третий гравитационный импульс и направилась к Солнцу. При пролете вблизи Марса приборы Розетты провели детальное картографирование поверхности Марса, измерения его магнитного поля и другие исследования.

Обогнув Солнце, Розетта 5 сентября 2008 г., находясь в главном поясе астероидов приблизится на 1700 километров к астероиду Штейнс (№ 2867) и передаст на Землю, его изображения и другие научные данные о нем. Это высокоальбедный двойной астероид диаметром около 4.6 км и альбедо 0.45 [8]. Движется по эллиптической орбите с большой полуосью а=2.36 а.е., эксцентриситетом е=0.146 и наклонением i=9.9°.

Возвращаясь из пояса астероидов к Солнцу Розетта в ноябре 2009 г. вновь пролетит вблизи Земли и, совершив свой четвертый гравитационный маневр, перейдет на окончательную орбиту полета к комете Чурюмова-Герасименко. Обогнув в третий раз Солнце, Розетта 10 июля 2010 г. пролетит вблизи крупного астероида Лютеция (№ 21) диаметром 99 км и сфотографирует его. Лютеция движется по эллиптической орбите с большой полуосью а=2.43 а.е., эксцентриситетом е=0.163 и наклонением i=3.1°. Такой крупный астероид будет исследоваться с помощью КА впервые.

После пролета вблизи Лютеции все приборы Розетты будут переведены в «спящий» режим почти на 4 года до подлета к ядру кометы Чурюмова-Герасименко. В мае 2014 Розетта снизит свою скорость относительно ядра кометы до 2 м/с, приблизится к нему на расстояние 25 км и перейдет на орбиту искусственного спутника ядра кометы Чурюмова-Герасименко. Все приборы Розетты будут «разбужены» и приведены в полную готовность, чтобы начать систематические исследования ядра и околоядерной области кометы. В это время будет проведено полное и детальное картографирование поверхности ядра кометы, которое позволит впервые в мире построить детальный «глобус» ядра кометы. Подробный анализ рельефа ядра кометы даст возможность выбрать пять площадок на его поверхности для безопасной посадки спускаемого модуля Филы. В ноябре 2014 будет проведен самый сложный и главный этап всей миссии Розетта – отделение от орбитального модуля спускаемого зонда «Филы» и посадка его на одну из 5 выбранных для этой цели безопасных площадок на ядре кометы. При этом будет включен двигатель на Филах, который погасит скорость зонда до величины меньше 1 м/с. Филы совершит мягкую посадку сперва на одну из трех его ножек, затем обопрется и на две другие ножки, когда они коснутся кометного грунта. При касании второй ножки из зонда выдвинется специльный гарпун, который, проникнув в кометный грунт, закрепит модуль Филы на кометном ядре и сделает его положение надежно устойчивым. После закрепления Фил на кометном ядре 9 приборов, установленные на нем, по команде с Земли будут «расчехлены» и приступят к главной задаче миссии – комплексного исследования загадочного реликтового вещества кометного ядра и Солнечной системы.

Филы – это уникальный научный контейнер массой около 21 кг. На нем установлено 9 приборов: спектрометр альфа лучей, протонов и рентгеновских лучей (АРХ) для исследования элементного состава кометного вещества; газо-хроматограф и мас-спектрограф КОЗАК и МОДУЛУС/ПТО-ЛЕМЕЙ для исследования химического состава, изотопного состава и идентификации сложных органических молекул в кометном веществе; СЕЗАМ для аккустического исследования вещества поверхностного слоя ядра, измерения диэлектрических свойств среды, окружающей ядро и мониторинга столкновений с пылевыми частицами; МУПУС для изучения физических свойств вещества кометы; КОНЦЕРТ для исследования электрических характеристик всего ядра и его внутренней структуры; РОМАП для исследования кометного магнитного поля и его взаимодействия с солнечным ветром; СИВА для получения изображений рельефа ядра в месте посадки Фил и РОЛИС для обеспечения бурения кометного грунта и исследования вещества, которое находится под поверхностным слоем ядра, для изучения распределения и величины электрических зарядов на ядре и в образцах кометного грунта, который будет помещен в специальный коллектор.

На орбитальном модуле Розетта будут работать следующие приборы: ОЗИРИС, АЛИСА, ВИРТИС, МИРО – для получения дистанционным путем прямых изображений поверхности ядра и спектральных исследований ядра и околоядерной области ; РОЗИНА, КОЗИМА, МИДАС - для анализа химического состава кометного вещества, КОНЦЕРТ - для исследования крупномасштабной структуры ядра совместно с аналогичным прибором, установленном на Филах, ГИАДА - для исследования потока пыли и распределения пылевых частичек по массам, РПС – для исследования кометной плазмы и ее взаимодействия с солнечным ветром, РСИ – для исследования кометы с помощью радиоволн.С модуля Филы научные данные, полученые каждым из его 9 высокоточных и чувствительных приборов, будут передаваться на орбитальный модуль Розетту, а оттуда с помощью радиотелескопа вместе с данными, полученными 11 приборами Розетты, вся научная информация будет передаваться на Землю.

Для питания приборов космической орбитальной лаборатории будет использоваться солнечная батарея, площадью 32 м². С помощью 2-м антенны радиотелескопа, установленного на Розетте впервые в истории науки будут поступать в научные лаборатории на Земле уникальные данные о реликтовом веществе Солнечной системы. Много ученых считают, что это эксперимент тысячелетия, а по количеству израсходованных на него средств – большее одного миллиарда евро – это будет наиболее дорогой эксперимент в истории науки, но "игра стоит свечей". Без всякого сомнения - это самая грандиозная кометная миссия, уникальный эксперимент в истории человеческой цивилизации.

Литература

- 1. Чурюмов К.И. Кометы и их наблюдение. М.: Наука, 1980,160 с.
- 2. Беляев Н.А., Чурюмов К.И. Комета Галлея и ее наблюдение. 1985. М.Наука, 270с.
- 3. *Чурюмов К.И.* Космические миссии к ядрам комет от Вег до Розетты. Физика космоса. Труды 35-й международной студенческой научной конференции. Екатеринбург. 2006. 197-209
- 4. *Marc D. Rayman.* The Deep Space 1 extended mission: challenges in preparing for an encounter with comet Borrelly. *Acta Astronautica* **51**, No. 1-9, pp. 507-516 (2002)
- 5. *Belton M .J. S. and the Deep Impact science team.* A Deep Impact mission contribution to the internal structure of Jupiter family cometary nuclei: the talps or "layered pile" model. Belton Space Exploration Initiatives, LLC, Tucson, Lunar and Planetary Science XXXVII (2006), abstract no.1232
- 6. *Churyumov K., Kruchynenko V., Chubko L.* On sizes of the artificial explosive crater on the nucleus of comet 9P/Tempel 1. International Workshop "Deep Impact as world observation event", Belgium, Brussels, Book of abstracts, 2006, p. 87.
- 7. *Opik E. J.* Researches on the physical theory of meteor phenomena. I. Theory of the formation of meteor crater // Tartu Obs. Publ. 1936. 28, № 6. 27 p.
- Formasier S., Belskaya I., Fulchignoni M., Barucci M.A., Barbieri C. First albedo determination of 2867 Steins, target of the Rosetta mission// Astron. Astroph. - 2006. V. 455. - P.L9-L12
- 9. *Churyumov K.I.* Discovery, observations and investigations of comet 67P/Churyumov-Gerasimenko in Kyiv// in the book "The new ROSETTA targets", 2004, Astrophysics and space science library. Kluwer acad. Publ. Collangelli et al. (eds), p.1-13

Рассматривается системный подход к предлагаемому концептуальному варианту миссии посещения астероида Апофис, для которого определена ощутимая вероятность столкновения с Землей после его близкого прохода около Земли в 2029г.

Задачей миссии является отработка технологии полета к угрожающим астероидам. Она позволяет определить основные физические, структурные и кинематические характеристики опасного конкретного небесного тела, а также способы доставки к нему радиомаяка-ретранслятора, обеспечивающего определение орбиты и прогнозирование движения с высокой точностью, превышающей возможности оптических средств наблюдения. Дополнительно появляется возможность оценить реальные пределы изменения траектории астероида бесконтактным методом малого энергетического длительного воздействия.

В статье рассматривается облик космического аппарата, решающего эти задачи. Дается конкретный вариант полета к астероиду Апофис с привязкой к существующим средствам вывода. Приводится конкретный план проведения миссии в период 2012-2014гг.

The Reconnaissance Mission to the Apophis Asteroid Pol V.G., Simonov A.V., Sukhanov K.G. *S.A. Lavochkin SIA*

In our Thesis we take a systemic approach to the asteroid hazard and outline a mission concept that envisages the flying to and landing on the asteroids of the Aton type. The mission to Apophis in particular includes the visit to this hazardous celestial body, the measurement of its main physical, structural and kinematical parameters, and the deployment on its surface of a radio repeater, which would provide for definition of its orbit with an accuracy much higher than that provided by the optic observations. This knowledge would make possible a high-precision forecast of Aprophis' movements. Finally, we would be able to evaluate the real changes in its orbit under a sustained low-intensity energy influx.

A spacecraft, capable of performing all these tasks, has been designed and is presented in our Thesis. We also outline the mission to the Apophis asteroid, relying on the existing payload carriers and schedulled for 2012-2014. The prospective mission would collect a wealth of new scientific data on the small bodies of the Solar System, give us the means of tracking those hazardous with much higher accuracy than previously. The asteroid hazard forecast would thus become reliable. And, most importantly, this mission would demonstrate the feasibility of nudging an incoming asteroid away from the collision course with Earth.

Введение

В настоящее время астероидная опасность приобретает очертания практической проблемы, требующей своего инженерного решения. Первым шагом на пути к ее решению должна служить посылка космического аппарата к конкретному астероиду Апофис, для которого сегодня определена ощутимая вероятность столкновения с Землей после его близкого прохода около Земли в 2029г. Приоритетной целью такой космической миссии должно являться уточнение текущей траектории Апофиса и оценка его основных физических и структурных характеристик [1]. Так как посылка аппаратов к малым телам солнечной системы фактически является новым видом космической деятельности, то облик такой миссии требует своего особого рассмотрения.

Миссия разведки Апофиса должна определяться некоторыми концептуальными принципами. К их числу следует отнести:

- радиоизмерения орбиты астероида в течение ~(5-10) лет,

- проведение миссии с достаточным упреждением до 2029г,
- максимальное использование специфики такой миссии,
- совмещение дальномерных и информационных радиоканалов,
- отказ от принципа установки маяка на самом астероиде,
- размещение маяка на астероидоцентрической орбите,
- исследование структурных и физических свойств Апофиса,

- использование задела по существующим разработкам КА.

Рассмотрим, как эти принципы должны находить свое отражение в облике миссии в целом.

Прежде всего, принятый принцип размещения маяка на астероидоцентрической орбите позволяет реализовать схему маркировки астероида радиоответчиком, *не зависящую* от априори неизвестных кинематических и структурных свойств астероида. Действительно, такое решение полностью определяется небесной механикой полета искусственного спутника астероида (ИСА). Такой полет по крайней мере в принципе определяется хорошо и может корректироваться по ходу выполнения миссии.

Тем самым можно исключить сложные и неопределенные операции фиксирования конструкции КА на поверхности астероида, а также обеспечения устойчивой связи маяка с Землей, осложняемой вращением малого небесного тела вокруг своей оси. В результате надежность достижения основной цели миссии (измерение траектории астероида) можно значительно повысить.

Далее, исследование свойств астероида возлагается на малый посадочный модуль с научной аппаратурой, входящий в состав КА миссии. При этом орбитальный аппарат будет служить ретранслятором научных данных. Привязка же положения центра масс астероида к системе координат аппарата должна осуществляться бортовой системой навигации орбитального КА, обеспечивающей его автономный полет на орбите вокруг Апофиса.

Наконец, конструкция КА во многом определяется условиями радиосвязи с КА на всех этапах миссии разведки, а именно, дальностью и условиями видимости КА с определенных наземных пунктов. В частности, естественным условием является максимизация длительности сеансов связи с пунктов, находящихся на территории России и сопредельных стран.

Эти вопросы применительно к миссии разведки Апофиса требуют своего рассмотрения. Поэтому ниже мы рассмотрим специфику работы КА на орбите ИСА, основные параметры радиолинии КА и облик миссии в целом.

Полет КА в окрестности астероида

Общая схема проведения миссии и полет КА в качестве ИСА в первую очередь определяется основными параметрами конкретного небесного тела. Ниже, в табл.1, приведены основные параметры астероида Апофис [2], позволяющие оценить характер полета ИСА в его ближайшей окрестности.

Диаметр D _{ап}	~ 350м				
Macca M _{an}	~4.6.1010 кг				
Гравитационный параметр µ _{ап}	~3.1·10 ⁻⁹ км ³ /с ²				
Полуось орбиты а _{ап}	138.3·10 ⁶ км				
Эксцентриситет орбиты е _{ап}	0.191				
Наклонение орбиты і _{ап}	3.3°				
Период обращения Т _{ап}	323.5 сут				

Табл.1. Основные параметры астероида Апофис (2004 MN4)

На рис. 1 приведена зависимость изменения расстояния Земля-астероид на текущие десятилетия, рассчитанная по элементам орбиты Апофиса.



Рис.1. Дальность Земля Апофис в период 2005-20204гг

Околоземная астрономия - 2007

Из приведенных данных следует, что в первом приближении орбиту Апофиса можно считать круговой и лежащей в плоскости земной орбиты. Отличие же периодов обращения служит причиной почти периодического изменения дальности Земля-Апофис с периодом ~8лет.

При выборе орбиты ИСА необходимо учитывать не только механику полета в гравитационном поле малого небесного тела, но и возмущения, вызываемые другими небесными телами. Поэтому сразу необходимо выяснить характер возмущений и оценить их величину. Это позволит получить общее представление о характере полета КА в окрестности астероида. В результате в первом приближении можно очертить те ситуации, в которых будет допустимо пренебрегать возмущениями или устранять их последствия, корректируя полет ИСА.

Известно [3,4], что для двух тел, движущихся друг относительно друга, возмущающие ускорения, создаваемые третьим телом, определяются *разностью* ускорений, создаваемых этим третьим телом. Если из этих двух тел одно считается центральным, а второе представляется спутником, то необходимо определить разность ускорений δg, сообщаемых возмущающим телом как спутнику, так и центральному телу. В общем случае ускорения являются векторами в пространстве, а их разность представляет собой также вектор δg.

В случае малого астероида центральным телом служит астероид, а возмущающее тело представлено Солнцем и другими планетами. Для получения оценок примем, что орбиты астероида и КА, обращающегося вокруг него – круговые, а учитывать будем лишь Солнце. Для простоты рассмотрим плоский случай, когда плоскости орбит астероида и ИСА совпадают с плоскостью земной орбиты. Также примем, что орбита астероида имеет радиус, равный астрономической единице (AU). Тогда определим возмущения, имеющиеся для радиуса г_{ка} орбиты ИСА.



Рис.2. Определение ускорений, возмущающих астероид и ИСА

На рис.2 показана схема ускорений, воздействующих на ИСА (g_{ka}) и астероид (g_a) . Так как Солнце весьма удалено от астероида, то $r_{ka}/AU\ll1$

и вектора этих ускорений направлены практически параллельно. Следовательно, разность ускорений бд определяется просто: $\delta g = g_{ka} - g_{a}$.

В точке A (рис.2) разность возмущающих ускорений δg_A равна $\delta g_A = \mu_c/(AU - r_{ka})^2 - \mu_c/AU^2$, где μ_c – гравитационный параметр Солнца. Раскрыв выражение (AU – r_{ka})², отбросив малые второго порядка вида (r_{ka}/AU)² и применив известное приближение для дроби вида $1/(1 - r_{ka}/AU)$, получим ускорение δg_A :

$$\delta g_{A} \approx^{2} \frac{\mu_{c}}{A U^{2}} \frac{r_{ka}}{A U} . \tag{1}$$

В точке В (рис.2) возмущение отсутствует ($\delta g_B = 0$), так как ускорения g_{ka} , g_a практически одинаковы. Для текущей точки С орбиты ИСА, определяемой углом α , возмущение δg_C есть вектор, направленный от КА по радиусу к центру астероида и имеющий модуль, равный δg_A . На том же рис.2 показано построение разности векторов g_{ka} , g_a , представленной как сумма двух векторов: $\delta g_C = g_{ka} + (-g_a)$.

Полученный вектор возмущений δg_c можно спроектировать на те или иные оси координат и получить, таким образом его различное представление двумя гармоническими составляющими. Удобно использовать разложение вектора возмущений δg_c по осям орбитальной системы координат ИСА (по текущему радиусу **S орбиты ИСА и трансверсали Т к ней), использован**ное в [3,5]. В рамках данной статьи достаточно будет ограничиться лишь оценкой модуля вектора возмущений $\delta g_c = \delta g_c$.

Из выражения (1) следует, что величина δg_C зависит от радиуса орбиты ИСА. Оценим некоторый *характерный радиус* $r_{ka=}$ орбиты ИСА, при котором значение δg_C сравнивается с ускорением гравитационного поля самого астероида, определяемого гравитационным параметром μ_a . Оценка очевидна:

$$2\frac{\mu_c}{AU^2}\frac{r_{ka=}}{AU} = \frac{\mu_a}{r_{ka=}^2} , \text{ to ects } r_{ka=} = AU \cdot \sqrt[3]{\frac{\mu_a}{2\mu_c}} \approx 0.8AU \cdot \sqrt[3]{\frac{\mu_a}{\mu_c}}$$
(2)

Придадим выражению (2) более наглядный вид, использовав связь величин μ_a и μ_c с геометрическими и физическими характеристиками этих тел. Так как отношение μ_a/μ_c равно отношению их масс, представим эти тела сферами, имеющими радиусы r_a , r_c и удельные плотности d_a и d_c . Тогда, вспомнив, что масса m сферы радиуса r равна m=(4/3) π r³d, где d – удельная плотность материала сферы, выражение (2) можно привести к виду:

$$\frac{r_{ka=}}{r_a} \approx 0.8 \cdot \sqrt[3]{\frac{d_a}{d_c}} \cdot \frac{AU}{r_c}$$
(3)

Отсюда хорошо видно, что *относительная* величина r_{ka=}, (измеряемая в единицах радиуса самого астероида) см точностью до коэффициента равна *относительному* удалению возмущающего тела от астероида, (то есть определенным в единицах радиуса возмущающего тела). Действительно, так как плотности небесных тел (Солнца, планет и астероидов) лежат в пределах d~(1÷5г/см³) [6], то величина коэффициента в выражении (3), близка к единице (точнее, лежит в пределах 0.8±0.4). В случае конкретных астероидов группы Атона и Солнца с ошибкой не превышающей ~10% для оценок вообще же можно просто пользоваться приближенным соотношением:

$$\frac{r_{ka=}}{r_a} \approx \frac{AU}{r_c} \tag{4}$$

Характерная величина г_{ка=}, по определению, служит условной границей появления значительных возмущений в движении ИСА по сравнению со случаем отсутствия возмущающего тела. Ясно, что при уменьшении радиуса г_к орбиты ИСА эти возмущения будут падать. Следовательно, полезно оценить уменьшение радиуса орбиты ИСА, соответствующее заданным малым возмущениям.

Для этого положим, что возмущения составляют некоторую допустимую k_r-ю долю от ускорения астероида на радиусе r_{ka=} орбиты ИСА, равного g_{кa=}= μ_a / r_{ra}^2 . Тогда можно найти радиус орбиты r_{kk}<r_{ka=}, соответствующий уровню малых возмущений, определяя величину r_{kk} в единицах r_{ka=}. Значение r_{kk}, определенное таким образом, можно считать радиусом *рабочей* орбиты ИСА, испытывающей достаточно малые возмущения и существенно не меняющие характера полета ИСА. Следовательно, обращаясь к выражениям g_{ka=}= μ_a / r_{ra}^2 и (1) и написав отношение $\delta_{g_k}/g_{ka=}$, можно получить простое выражение для радиуса рабочей орбиты r_k:

$$\mathbf{r}_{kk} = \mathbf{r}_{ka} \cdot \mathbf{k}_{r}^{1/2}.$$
 (5)

Отсюда сразу следует явная и резкая зависимость радиуса рабочих орбит r_{kk} от величины k_r . Так, например, уровень возмущений $k_r=\leq 0.003$ (что соответствует, например, максимальному уровню возмущений от сфероидальной Земли на околоземных низковысотных орбитах) соблюдается при $r_{kk}/r_{ka=}\leq 0.055$ (то есть до одной восемнадцатой радиуса $r_{ka=}$). Для сравнения укажем, что положив допустимый уровень возмущений $k_r=\leq 0.10$, можно увеличить величину рабочей орбиты r_{kk} практически до трети величины $r_{ka=}(r_{kk}/r_{ka=}\leq 0.316)$.

Оценки возмущений, полученные выше, позволяют выбирать области пространства, прилежащие к астероиду, в которых полет КА будет достаточно хорошо описываться кеплеровым приближением. Естественно, им можно пользоваться на относительно небольшом числе витков орбиты ИСА. В иных случаях придется либо учитывать эволюцию возмущенной орбиты ИСА, либо ее периодически корректировать. Порядок же требуемых управляющих ускорений при этом определяется выражением (1).

Космические миссии

Для иллюстрации оценим величину $r_{ka=}$ для Апофиса. Тогда примем радиус эквивалентной сферы астероида по оцененному диаметру D_{an} равным r_{an} =0.175км, зададимся плотностью d_{an} =1.9г/см³ и позаимствуем значение μ_{an} из табл.1. Параметры возмущающего тела (Солнца) известны, они составляют: μ_{c} =1.327·10¹¹км³/с, радиус r_{c} =0.696·10⁶км, плотность d_{c} =1.41г/см³, AU=1.496·10⁸км [6]. Тогда расчет величины $r_{ka=}$ по разным формулам дает:

 $r_{ka=} = 33.9$ км по (2); $r_{ka=} 33.1$ по (3); $r_{ka=} 32.9$. по (4), (6)

что демонстрирует сходимость приведенных расчетных формул.

Выше рассматривался плоский случай, когда орбита ИСА и астероида компланарны. В пространственном же случае следует определять разность векторов, рассматривая проекции всех ускорений на оси орбитальной системы координат, точно так же, как это выполнено в [5] при анализе движения околоземного КА, возмущаемого Луной и Солнцем. Однако здесь, в рамках настоящей статьи, достаточно ограничиться полученными оценками.

Применительно к рассматриваемой задаче размещения транспондера на низковысотной орбите Апофиса необходимо лишь особо отметить случай, когда плоскость орбиты ИСА оказывается перпендикулярной направлению на возмущающее тело. Из рассмотренной выше схемы определения возмущений (рис.2) сразу следует, что они будут отсутствовать.

Правда, нужно учесть, что положение плоскости орбиты ИСА относительно возмущающего тела – Солнца – будет изменяться вследствие гелиоцентрического движения самого астероида. Следовательно, через четверть витка орбиты Апофиса Солнце войдет в плоскость орбиты КА, вследствие чего в движении ИСА появятся возмущения.

Поэтому, прежде всего, следует выбирать рабочую орбиту ИСА достаточно близко к астероиду (то есть при малом значении k_r), что будет существенно минимизировать само воздействие внешнего возмущающего тела (Солнца) в целом. Если же при выбранной рабочей орбите ИСА возникающие ускорения приведут, тем не менее, к заметной эволюции орбиты, то потребуется периодическая коррекция ее положения в пространстве.

Заканчивая рассмотрение влияния третьего тела нужно отметить, что возмущениями от остальных планет солнечной системы практически можно пренебрегать. Так, например, из выражения (4) в частности, следует, что даже в случае Юпитера величина $r_{ka=}$ возрастает не менее, чем в 50раз. Поэтому на рабочей орбите ИСА значения коэфициента k_r , как следует из выражения (5), существенно уменьшатся, и возмущения, следовательно, будут сказываться существенно меньше.

Полученные оценки возмущений от Солнца и планет позволяют перейти к оценке характерных параметров кеплерового приближения орбиты ИСА, основываясь на данных табл.1. Ниже, в табл.2, приводятся расчетные характеристики кеплерова движения космического аппарата на различных маловысотных астероидоцентрических орбитах, определенные для условной массы ИСА, равной 1т по известным формулам [3,4,5]. Этими характеристиками являются: гравитационное ускорение g_h на заданной астероидоцентрической высоте h, первая космическая скорость V1, период обращения P_h для ИСА, и его вес Q_h (то есть сила притяжения ИСА к Апофису).

h, км	40.0	10.0	4.0	1.0	0.25	0.175
g _h , м/с ²	2.10-9	31.10-9	0.2.10-6	3.1.10-6	0.05.10-3	0.1.10-3
V1, мм/с	8.8	17.6	27.8	55.6	111	133
P _h , d,h,m	330.5d	41.3d	10.5d	31.4h	3.93h	137.7m
Q _h , н	2.10-6	31.10-6	0.2.10-3	3.1.10-3	50.10-3	100.10-3
Примечан. d-сут, h-час, m-мин.	Выход на орбиту ИСА Апофиса		Рабочие орбиты спутника Апофиса		Гравита- ционный тягач	Условный радиус Апофиса

Табл.2.Параметры движения ИСА Апофис

Ряд значений астероидоцентрических высот полета ИСА выбран, исходя из значения г_{ка=} =~ 33км, выбранного по (6) и хорошо разграничивает области, отличающиеся различным характером движения КА (что и отражено в таблице). Данные таблицы, например, показывают, что для рабочих орбит ИСА Апофис период обращения будет иметь величину, измеряемую несколькими сутками. Так, например, для рабочей орбиты радиомаяка с радиусом ~2км период обращения составит около 4-х суток при первой круговой скорости также порядка 4-х см/с.

Данные табл.3 позволяют получить ориентировочное представление о кинематике полета ИСА Апофис и ресурсах его системы управления. Так, например, очевидно, для выхода ИСА на орбиту Апофиса необходимо располагать возможностью проводить коррекции скорости КА с максимально допустимыми ошибками, не превышающими немногих единиц мм/с. Тогда подход к Апофису на высотах не более 30-40км позволит выйти на начальную орбиту ИСА. Последующее проведение нескольких коррекций в примерно течение месяца потребует суммарного импульса коррекции скорости порядка нескольких сантиметров в секунду и позволит выйти на конечную орбиту парковки радиомаяка, высоту которой следует выбирать в пределах 1-2-х км.

Данные табл.2 позволяют оценить, например, ресурсы управления для удержания ИСА на орбите с минимизацией возмущений от Солнца, рассмотренной выше. Полагая примерно ежемесячное проведение таких коррекций поворотом плоскости орбиты ИСА на 30°, получим, что необходимый

Космические миссии

импульс скорости δV_{κ} одной коррекции в бинормальном направлении будет составлять ~50% от первой круговой скорости полета КА. То есть, для высот орбиты КА ~(2÷1)км ежемесячно потребуется реализовать импульс коррекции δV_{κ} ~(2.0÷2.5)см/с соответственно.

Следовательно, годовой располагаемый импульс скорости коррекций плоскости орбиты составит ~(25÷30) см/с. Отсюда, в частности, следует, что в миссии слежения на этапе наблюдения за орбитой Апофиса в течение десятилетия разумно обеспечить наличие на ИСА целевого располагаемого импульса коррекции орбиты с общим запасом порядка (3.5÷4.0)м/с.

Данные табл. 2 позволяют провести и иные оценки режимов проведения разведки Апофиса, однако рамки настоящей статьи заставляют ограничиваться сказанным выше.

Потенциал радиолинии КА Земля-астероид

Далее рассмотрим определяющие характеристики радиомаяка, способного обеспечить радиолокационное активное сопровождение Апофиса. Такой маяк-ретранслятор должен обеспечивать определение текущего удаления астероида от Земли с ошибками порядка немногих десятков метров, а также радиальной скорости астероида с ошибками порядка сантиметра в секунду. Такое сопровождение должно вестись в течение пяти-десяти лет в период 2010-2020гг, а режим траекторных измерений будет (предположительно) ежемесячный.

Траекторные измерения Апофиса должны являться основной функцией радиоответчика. Однако радиоканал последнего целесообразно использовать и для передачи различной информации. К ее составу относятся, прежде всего, команды диагностики состояния и управления работой радиоответчика. Далее, для управления полетом КА миссии на трассе перелета и рандеву также необходима аналогичная информация. Наконец, КА будет нести некоторую научную аппаратуру, ведущую контроль условий космического пространства по ходу полета, а также проводящую измерение основных характеристик самого астероида.

Имея в виду основное целевое назначение полета КА-носителя – доставку ответчика к астероиду – представляется целесообразным реализовать радиолинию Земля-Апофис на основе технологии дальномерных измерений, совмещенных с передачей информации, успешно использованной в космических навигационных системах (КНС) типа GPS/ГЛОНАСС.

Суть этой технологии заключается в применении шумоподобного сигнала с большой базой и бинарной фазовой манипуляцией несущей по специальному закону. Длительность элементарных посылок выбирается, исходя из требуемой точности измерения дальности, а длительность кода (период повторения сложного сигнала) определяется требуемой энергетикой радиолинии. Передача информации производится дополнительной бинарной модуляцией последовательности передаваемых кодов. Применение хорошо освоенной указанной технологии в радиолинии Земля-Апофис позволит получить отличные точностные характеристики измерения дальности и скорости, а также использовать отработанные технические решения и конструкции. В первом приближении использование технологии КНС потребует применения антенн с необходимым усилением и перехода в более коротковолновый диапазон, что необходимо оценить.

Для оценок примем, что пороговый сигнал и мощность бортового передатчика маяка соответствуют типовым значениям, принятым в в КНС. Также будем считать, что эти условия выполняются и для наземной стороны радиолинии. Наконец, примем величину потерь распространения в радиолинии Земля-Апофис ту же что и в КНС. Тогда остается определить условия сохранения потенциала радиолинии, варьируя диаметры антенн и используемый диапазон несущих.

Уравнение расчета радиолиний прямой видимости имеет известный вид [7]:

$$P_{np} = \frac{P_{nep} G_{nep} G_{np} \lambda^2 \eta_{nep} \eta_{np}}{16\pi^2 R^2 L_{gon}}$$
(7)

Запишем выражение (7) для радиолиний GPS и Апофис-Земля с учетом различия расстояний, длин волн и коэффициентов усиления бортовой и наземной антенн. Затем, приравняв полученные выражения, найдем условие получения требуемого выигрыша за счет использования как отношения:

$$\frac{R_a^2}{R^2} = \frac{\lambda_a^2 G_a^6 G^4}{\lambda^2 G^6 G^4} \tag{8}$$

где индексы a, g означают принадлежность величин к радиолиниям Апофиса и GPS соответственно. Индексы же б, з указывают значения, принадлежащие борту и Земле.

Известно, что для систем КНС λ =19см. Далее, также известно, что в КНС произведение $G_{nep}G_{np}$ составляет ~10дб, а максимальная дальность не превышает $R_{g} \sim 25 \cdot 10^{3}$ км. В радиолинии Апофис-Земля максимальное значение дальности R_{a} составляет 330·10⁶км. Это означает увеличение затухания в радиолинии, равное $(330 \cdot 10^{6}/25 \cdot 10^{3})^{2} = (13 \cdot 10^{3})^{2}$ или ~82дб – в логарифмической мере.

Таким образом, значение левой части равенства (8) составляет 82дб, и при переходе к радиолинии Апофис-Земля нужно реализовать соответствующее увеличение величины правой части, компенсирующее полученное затухание за счет изменения диаметров антенн и диапазона длин волн. Соответствующие расчеты правой части выражения (8) также удобно провести в логарифмической мере. Так как радиолиния КНС работает при достаточно хорошем отношении сигнал/шум, то проведенная оценка будет обладать заметными запасами по мощности бортового передатчика.

Космические миссии

Опуская элементарные вычисления, приведем готовый результат, представляющий собой сводку основных характеристик нескольких вариантов совмещенных радиолиний Земля-Апофис. В этой сводке рассматривается три варианта бортовых антенн с диаметрами 1.0, 1.5 и 2,0 м, работающими с наземными антеннами, имеющими диаметр 30 и 70м. Рассмотрены все комбинации этих антенн и работа в двух диапазонах частот (длин волн) и отобраны те, в которых связь осуществляется с запасом.

Очевидно, что диапазон Х(λ=3см) предоставляет наибольшее число вариантов связи с КА миссии.

Табл.3.Основные характеристики радиолиний

Сигнал – псевдошумовой с ФКМ, База В=1000, т= 1мкс, Т=1мс. Точность измерения дальности ~30м (о) скорость передачи информации ~100гц (бит)

Несущая частота	диапазоны S, X,			
	критические параметры:			
Борт:	Р_пер=25-12вт,	d_= 1.0; 1.5; 2.0м		
Земля:	$P_{nep} = >25_{BT}$	d_= 30; 70м		
Диапазоны:	S (λ=10см)	Х(λ=3см)		
Антенны:	2.0м х 70м	(1.0;1.5;2.0)м х 70м		
(сочетания Б-З)		(1.5;2.0)м х 30м		

Полученные оценки проясняют облик радиолинии ответчика и демонстрируют возможность работы радиолинии на уровнях мощности передатчика 5-10 ватт, причем с различными бортовыми и наземными антеннами. Последнее представляет собой существенное преимущество, так как позволяет резервировать траекторные измерения, используя различные варианты наземных средств.

На этом первичную оценку облика ответчика можно закончить, так как его остальные параметры следует определять на этапе конкретного технического проектирования аппарата миссии.

Облик КА миссии разведки и условия перелета

Полный комплекс КА является объединением следующих основных компонент:

• Модуля маршевой двигательной установки (МДУ) КА, с помощью которой производится вывод аппарата миссии на траекторию перелета к астероиду. Управление МДУ производится по командам, поступающим от бортового комплекса управления самого КА, после вывода на траекторию перелета МДУ сбрасывается, освобождая в дальнейшем КА от излишней нагрузки; • Перелетного модуля с автономной двигательной установкой (АДУ) и обеспечивающими системами (система автономной навигации, управления движением центра масс и ориентации, система энергопитания, бортовой радиокомплекс, выполненный на базе радиоответчика (включая антенно-фидерные устройства), система обеспечения теплового режима, панели солнечных батарей, и т.п.);

• Дополнительной полезной нагрузки КА (научная аппаратура, в том числе многоспектральная съемочная оптическая камера, приборы наблюдения в ИК, рентгеновском и гамма-диапазоне), лазерный дальномер, магнитометр), а также, возможно, посадочный модуль.

Основой КА является перелетный модуль, задачей которого является управление работой КА на всех этапах полета, включая выведение на межпланетную траекторию, полет по ней, сближение и работу вблизи на орбите Апофиса. Перелетный КА подразделяется на орбитальный отсек и посадочный модуль.

Выполнение основной целевой задачи проекта - уточнение орбиты астероида - возлагается на радиоответчик. Научная аппаратура для исследования Апофиса и межпланетного пространства рассматривается как важная составная часть, но, тем не менее, как вторичная. Реализация сброса посадочного модуля непосредственно на поверхность астероида следует рассматривать как дополнительную цель миссии.



Рис.3. Общий облик аппарата миссии

Предварительный проектный анализ показал, что миссия к астероиду Апофис может быть выполнена на базе аппарата, построенного по проекту «Фобос-Грунт» разработки НПО им. С. А. Лавочкина. При этом масса собственно научной аппаратуры оценивается как находящаяся в пределах 45-90 килограмм.

На рис.3 показан внешний вид КА миссии разведки. Общая масса аппарата составляет 700-800кг, а его запуск осуществляется обычным

стандартным относительно недорогим носителем СОЮЗ-2 с разгонным блоком «Фрегат» разработки НПО Лавочкина. Связь с КА предполагается вести в диапазоне Х (λ =3см), что позволяет при диаметре бортовой антенны порядка (1.5-2.0)м и мощности бортового передатчика ~15вт вести связь с наземными пунктами управления, имеющими антенны с диаметрами 30 и 70м.

Далее, на рис.4 показана оптимальная орбита перелета, длительность которого составляет ~ 330 суток для даты старта 13.05.2013г.



Рис.4. Схема перелета Земля – АПОФИС Сравнительно небольшая длительность перелета достигается отказом от электрореактивных двигательных установок малой тяги и использованием давно отработанных традиционных схем управления движением КА. Такая длительность перелета позволит повысить надежность работы аппаратуры КА миссии в целом и сконцентрировать массоемкие меры повышения надежности работы в течение длительного времени (функциональное и многократное резервирование) в аппаратуре радиомаяка. Выбранная дата старта обеспечивает резерв времени, достаточный для развертывания дальнейших операций по тительного времени.

Земля – АПОФИС для развертывания дальнеиших опер противодействию астероидной угрозе (при необходимости).

На всем перелете связь с КА миссии можно обеспечивать через наземные пункты космической связи России и Украины Медвежьи Озера (Подмосковье) Уссурийск (Дальний Восток) Евпатория (Крым). Условия старта обеспечивают радиовидимость КА для каждого из этих пунктов в течение времени не менее полусуток. После выхода КА на орбиту ИСА эти же пункты будут обеспечивать сопровождение Апофиса и точное определение его траектории. Спускаемый модуль проведет определение основных кинематических и структурных характеристик данного астероида.

Заключение

Рассмотрен облик космического аппарата, решающего задачу разведки угрожающего астероида Апофис. Показаны условия полета КА на орбите искусственного спутника астероида с радиомаяком. Определены условия работы ответчика, обеспечивающие точное измерение орбиты Апофиса. Дается конкретный вариант полета к астероиду Апофис с привязкой к существующим средствам вывода. Предлагается конкретный план проведения миссии в период 2012-2014гг.

В заключение отметим, что КА разведки, играющий роль искусственного спутника астероида Апофис, дополнительно позволяет провести эксперименты по гравитационной буксировке астероида [8]. Данные табл.2 показывают, в частности, что коррекция орбиты АПОФИСА по схеме гравитационного тягача для массы КА в одну тонну возможна при тяге порядка 5г-силы. Как показано в [8], увод с резонансной траектории возврата, возникающей при пролете астероида в 2029г и угрожающей ударом по Земле, потребует создания такой непрерывной тяги в течение одного-двух месяцев в периоде 2015-2020гг.

Литература

- Potential Impact Detection for Near-Earth Asteroids: The Case of 99942 Apophis (2004 MN4), Steve Chesley, Asteroids, Comets, Meteor Proceedings, IAU Symposium No.229, 2005 (See #11 B http://www.b612foundation.org/press/press.html).
- 2.Л. Л. Соколов, А. А. Башаков, Н. П. Питьев, О траектории астероида 99942 АПО-ФИС (2004 MN4), сближающегося с землей, ТРУДЫ XXXI академических чтений по космонавтике, Москва, 30.01-01.02.07, Комиссия РАН, М. 2007.
- 3. Д.Е.Охоцимский, Ю.Г. Сихарулидзе, Основы механики космического полета, учебное пособие, М., Наука, ГР ФМЛ, 1990.
- 4.В.И. Левантовский, Механика космического полета в элементарном изложении, изд.3,М. Наука, ГР ФМЛ, 1980.
- 5.П.Е.Эльясберг, Введение в теорию полета искусственных спутников Земли, М. Наука, 1965
- 6.Астрономический календарь, постоянная часть, М. Наука, ГР ФМЛ, 1981.
- 7. Ю.П. Гришин, В.П. Ипатов и др., под ред. Ю.М. Казаринова, Радиотехнические системы, М. Высшая школа, 1990, 496 с.
- 8. Graviational tractor for towing asteroids, Edward T.Lu, Stanley G. Love, Nature, Vol 438/10, November.

Разработка принципов версификации ракетно-космических комплексов для решения задач астероидно-кометной безопасности

Дегтярь В.Г., Волков В.А.

Государственный ракетный центр «КБ им. академика В.П. Макеева» E-mail:SRC@makeyev.ru

Анализ задач, связанных с необходимостью обеспечения астероидно-кометной безопасности, показывает, что задача может быть решена при непременном условии:

 заблаговременного обнаружения и определения характеристик опасного космического объекта (ОКО);

 своевременной и надежной доставки к ОКО обезвреживающих (контактирующих) устройств (модулей);

 разработке космических аппаратов и ракет-носителей с характеристиками, обеспечивающими гарантированное уменьшение до допустимых пределов риска в обеспечении безопасности (экологичности).

Решить эти задачи было предложено на базе разработки и применения на существующих и перспективных ракетных комплексах универсального космического аппарата (Капкан) и космического аппрата-разведчика (Каисса).

Development of principles for versification of space and rocket complexes to be used for missions of mitigation of asteroids and comets threat

Degtyar V.G., Volkov V.A.

State Rocket Centre "Academician V.P. Makeyev Design Bureau"

Analysis of missions of mitigation of asteroids and comets threat shows that a mission can be a success in case the following indispensable conditions are fulfilled:

early detection and characterization of a Dangerous Space Object (DSO);

in-time and reliable delivery of destroying (contacting) devices (modules);

- development of spacecraft and launchers with minimum safety (ecological compatibility) risk.

Missions are proposed to be implemented with available and prospective complexes comprised a universal spacecraft (Kapkan) and a spacecraft-explorer (Kaissa).

Введение

По современным представлениям наибольшую угрозу цивилизации представляют космические тела небольших размеров (диаметром менее 0,5 км), поскольку частота их столкновения с Землей сравнительно велика, они многочисленны, заблаговременное их обнаружение современными астрономическими инструментами весьма затруднительно, а интегральный разрушительный эффект от таких событий значителен. Обеспечить астероиднокометную безопасность предложено путем разработки и применения на существующих и перспективных ракетных комплексах специализированных космических аппаратов – универсального ударного космического аппарата [1] и космического аппарата-разведчика [2], обеспечивающих оперативный и экологически безвредный увод опасного космического объекта с попадающей траектории или его нейтрализацию (разрушение на безопасные фрагменты).

Космические ракеты-носители должны будут в этом случае обеспечивать доставку на траекторию движения опасного космического объекта (ОКО) ударных и информационных модулей оперативно и в широком спектре условий взаимодействия.

Следует при этом отметить, что реализуемые при перехвате ОКО схемы выведения космических аппаратов ракетой-носителем и результаты воздействия ударных модулей на ОКО не должны являться дополнительными источниками экологической опасности.

В статье приводятся результаты системного анализа и синтеза принципов построения космических комплексов обеспечения астероидно-кометной безопасности, его составных частей и отдельных элементов, исходя из обеспечения минимально-допустимого риска потерь.

Показано, что при применении по опасным космическим объектам ударных космических комплексов, построенных по приведенным принципам, риск (вероятность) пропустить опасный космический объект на Землю уменьшается до 0,007 вместо 0,3535 – когда космические комплексы обеспечения безопасности не применяются.

1. Анализ условий применения космических комплексов

1.1 Опасные космические объекты

В качестве объектов перехвата рассматриваются астероиды, кометы и их обломки, в своем движении пересекающие орбиту Земли, что может привести к угрозе опасного столкновения этих объектов с Землей.

Космические объекты, находящиеся на расстоянии < 0,05 а.е. (< 7,5 млн. км) называются потенциально опасными объектами, так как они проходят близко от орбиты Земли, и изменение их орбит, вызванные гравитационными взаимодействиями с планетами в течение более 100 лет, могут привести их к столкновению с Землей.

На рис. 1 приведена частота падения на Землю ОКО различного диаметра. Кривая получена по зависимости $\Phi(>D) = 1530^*D^{-2.8}$, где $\Phi(>D)$ – поток объектов (1/год) с размером больше D (м) [3].

Анализ рис. 1 показывает, что типичный промежуток времени между падением на Землю тел размером более 100 м составляет несколько столетий, а тел размером более 200 м – около тысячи лет. Тела малого размера падают на Землю намного чаще.

Не все объекты, входящие в атмосферу, являются опасными для Земли. Тела размером 1...3 м полностью тормозятся атмосферой. В то же время падение объекта размером 40...50 м (Тунгусский взрыв) способно уничтожить крупный город. Поэтому можно определить минимальный размер опасного космического объекта порядка 20 м (кинетическая энергия такого объекта около мегатонны тротила). В таблице 1 приведено ожидаемое число столкновения с Землей ОКО различного размера за 20 лет.



Рис. 1 Зависимость потока выпадающих на Землю ОКО (Φ) от их диаметра (**Doko**)

Космические миссии

Диаметр ОКО, м	2040	40100	100300	более 300
Ожидаемое число ОКО	6	1	0,07	(34)*10-3

Таблица 1. Ожидаемое число ОКО, падающих на Землю в течении 20 лет

Анализ таблицы 1 показывает, что статистическая вероятность падения на Землю объектов размером более 300 м крайне мала.

1.2 Средства обнаружения ОКО

В настоящее время астрономами широко используются в основном оптические телескопы и радиотелескопы (радиолокаторы). Дальность обнаружения ОКО зависит от многих параметров: размеров ОКО, его мате-



Рис. 2 Максимальная дальность обнаружения астероида оптическими телескопами и радиолокаторами (Доко – диаметр астероида, L – дальность

риала и структуры поверхности, положения линии визирования ОКО относительно направления на Солнце, характеристик используемых средств обнаружения. На рис. 2 приведена максимальная дальность обнаружения ОКО при использовании радиолокаторов (РЛС) «Голдстоун» и «Евпатория» и при использовании оптических телескопов диаметром 0,6...2 м. Принято, что фаза астероида – «полная Луна», альбедо 0,1 [4].

(Doko – диаметр астероида, L – дальность Обнаружения)
 обнаружения)
 оптические телескопы способны обеспечить дальнее обнаружение ОКО на расстоянии от Земли 7,6...38 млн. км (при диаметре ОКО 20...100 м) и приближенное определение их траекторий. При приближении ОКО на расстояние 1,1...3,2 млн. км для определения траектории полета ОКО с необходимой точностью могут быть использованы РЛС.

1.3 Средства воздействия на ОКО

Опасный космический объект должен быть либо отклонен от своей траектории, либо разрушен на малые фрагменты. ОКО размером 20...100 м может быть обнаружен примерно за 30...150 часов до подхода к Земле (при скорости сближения ОКО с Землей до 70 км/с). За это время перехватчик, стартуя от Земли с начальной скоростью 11 км/с, поднимется на высоту 300...700 тысяч км и атакует ОКО за 4300...10000 с до столкновения его с Землей. При этом для отклонения ОКО на величину порядка 7000 км (чуть больше радиуса Земли) понадобится сообщить ему дополнительную скорость 1,6...0,7 км/с. В [3] показано, что ОКО нельзя сообщить импульс скорости более 1...10 м/с при сохранении его целостности. Поэтому при пе-
рехвате ОКО размером менее 100 м единственно возможным способом исключения опасного воздействия на наземные объекты является разрушение ОКО на безопасные фрагменты.

В [3] показано, что ОКО можно разрушать ударами кинетических звездообразных проникателей (КЗП). При этом для разрушения ОКО диаметром 100...150 м необходим набор из нескольких КЗП общей массой до 10 тонн (при скорости удара 30 км/с).

Из-за невозможности выведения современными ракетами-носителями полезных нагрузок, превышающих 10...20 тонн, при большем размере ОКО необходимо использование более мощных и компактных, по сравнению с КЗП, средств воздействия, например ядерных взрывных устройств (ЯВУ). В таблице 2 приведены результаты оценки мощности ЯВУ для разрушения каменного ОКО при контактном подрыве [5].

						1 · · ·
Диаметр ОКО, м	30	50	100	150	200	300
Мощность ЯВУ, кт	4	19	140	450	1040	3380
Масса ЯВУ, кг	50	-	-	-	-	1127

Таблица 2. Необходимая мощность ядерного заряда

Сравнение возможностей КЗП и ЯВУ показывает, что КЗП способен разрушить ОКО при значительно меньших затратах энергии, чем ЯВУ. По оценкам [5] при контактном подрыве ЯВУ лишь около 10% всей энергии взрыва идет в глубину ОКО, а остальные 90% – рассеивается в пространстве. Значительная часть глубинной энергии расходуется на нагрев материала ОКО: примерно 0,1% массы ОКО испаряется, 1% – плавится, до 3...7% – термически разрушается. На формирование сейсмовзрывной волны идет лишь около 1% полной энергии взрыва. При ударе и глубоком проникании КЗП разрушение материала ОКО идет по всей длине образуемой скважины, а испарение вещества и образование плазмы – минимальные. В итоге почти вся энергия удара КЗП идет на разрушение ОКО. Указанные особенности определяют энергетическую эффективность КЗП более чем на 2 порядка выше, чем у ЯВУ (так, для разрушения ОКО диаметром 100 м потребуется либо ЯВУ мощностью 140 кт, либо удар КЗП с энергией около 1 кт).

Для устранения угрозы падения на Землю крупного ОКО необходимо не просто разрушить его на обломки размером не более 1...3 м, но и обеспечить среднее расстояние между точками входа обломков в атмосферу не менее 10 их диаметров. В таблице 3 приведена зависимость необходимой высоты перехвата ОКО кинетическими проникателями от диаметра ОКО. Принято, что на разлет обломков ОКО используется 1% от полной энергии удара КЗП массой 6 тонн, плотность материала ОКО 2000 кг/м³. В этой же таблице приведены необходимая начальная скорость перехватчика на высоте 200 км для перелета перехватчика по полуэллиптической траектории к точке встречи с ОКО на заданной высоте перехвата и длительность перелета. При этом в длительность перелета включены: длительность выведения перехватчика на опорную орбиту высотой 200 км, длительность полета по опорной орбите от точки выведения до точки перехода на траекторию перелета к ОКО (в пределе – один оборот длительностью 1,47 часа), длительность перелета по полуэллиптической траектории до точки встречи с ОКО.

							- P	
Диаметр ОКО, м	<10	20	30	40	70	100	150	300
Минимальная высота перехвата ОКО, тыс.км	0,2	0,3	0,8	1,7	8,3	23,8	80,0	639,1
Начальная скорость, км/с	7,78	7,81	7,95	8,17	9,15	9,97	10,61	10,95
Длительность полета, час.	2,21	2,26	2,41	2,34	2,99	4,92	15,33	259,0

Таблица 3. Необходимая высота перехвата ОКО

Анализ таблицы 3 показывает, что для перехвата ОКО с помощью КЗП нет необходимости удаляться от Земли на большое расстояние: ОКО диаметром до 150 м может быть перехвачен на высоте 80 тыс.км. При этом начальная скорость разгона перехватчика не более 10,6... 10,7 км/с; длительность полета перехватчика не превышает суток.



Рис. 3 Схема проведения эксперимента

На рис. 3 приведены основные этапы выведения информационных и ударных модулей КА. После обнаружения АСЗ (позиция 1) наземные средства информационного обеспечения (оптические телескопы и радиолокаторы) определяют траекторию его движения, размеры, класс. Определяется необходимость и возможность проведения уточнения характеристики АСЗ с помощью космического аппарата-разведчика. Производятся подготовка стартового комплекса, ракеты-носителя (PH), разгонного блока (PБ) и КА, старт PH и выведение КА на заданную траекторию (позиция 2). Управление PH и PБ производится средствами космодрома. При необходимости, после окончания работы PБ часть топлива КА (сверх необходимого запаса) используется для довыведения КА на заданную траекторию полета. Автономный полета КА с проведением корректировки траектории проводится в режиме радиокомандного управления с Земли.

После обнаружения АСЗ бортовыми средствами КА (позиция 3) проводится корректировка траектории КА и отделение от него ударных или информационных модулей (позиция 4). Траектория КА вновь корректируется для обеспечения расстояния между КА и модулями, обеспечивающими необходимое время прямого наблюдения процессов взаимодействия.

Для проведения перехвата ОКО средства выведения (ракета-носитель и разгонный блок) должны вывести на траекторию перелета к ОКО (при начальной скорости до 10,6...10,7 км/с) космический перехватчик, состоящий из набора ударных модулей, средств наведения на ОКО и коррекции траектории. Вместо набора КЗП к ОКО может потребоваться доставить ядерное взрывное устройство массой до 1100...1200 кг. В таблице 4 и на рис. 4 приведены характеристики некоторых российских ракет-носителей (PH) достаточной грузоподъемности. Помимо российских PH для выведения космического перехватчика могут быть использованы также зарубежные PH «Атлас», «Титан-3», «Титан-4», «Ариан-4», H-2 и другие с близкими характеристиками. В таблице 5 приведены основные используемые космодромы и запускаемые с них ракеты-носители.

Ракета-	Стартовая	Масса полезной	і нагрузки, т	Длительность	Стоимость	
носитель	масса, т	выводимой разгоняемой		предстартовой	коммерческого	
		на орбиту	до скорости	подготовки,	пуска, млн.	
		высотой 200	V=l 1,5 км/с	сутки	долл.	
		КМ				
	< 7 0		5.0.1)			
"Протон"	670	21	5,01)	21	85-90	
"Зенит"	458	до 14	2,651)	17	45-50	
"Молния"	304	около 7	1,2	18	35-40	
"Ангара" ²⁾		25				
Примечания: 1 С дополнительным разгонным блоком; 2 Находится в состоянии разработки						

Таблица 4. Характеристики некоторых российских ракет-носителей

			· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·
Космодром	Государственная	Наклонение	Ракеты-носители
	принадлежность	орбит	
Байконур	Россия и	4881	"Союз-У", "Молния-М", "Циклон-2",
	Казахстан		"Зенит-2", "Протон", "Рокот"
Ванденберг	США	56104	"Титан-4"
Канаверал	США	2857	"Атлас-2М", "Спейс Шаттл",
			"Титан-4"
Куру	Франция	090	"Ариан-4", "Ариан-5"
Плесецк	Россия	5083	"Союз-У", "Молния-М", "Циклон",
			"Зенит-2", "Ангара"
Свободный	Россия	5197	"Ангара", "Рокот"
Сичан	КНР	85110	CZ-2E, CZ-3, CZ-3A, CZ-3B
Танегосима	Япония	3070	Н-2, Н-2А, легкие РН

Таблица 5. Космодромы

Требования к оперативности применения средств выведения космического перехватчика на траекторию перелета к точке встречи с ОКО определяются дальностью обнаружения ОКО, скоростью ОКО и высотой точки *V*, км/с



Рис. 4. Начальная скорость разгона полезной нагрузки на высоте 200 км (V – скорость разгона, Мпн – масса полезной нагрузки)

перехвата.

На рис. 5 приведены оценки минимального диаметра ОКО, который может быть перехвачен на необходимой высоте (см. таблицу 3) при длительности предстартовой подготовки (от момента обнаружения ОКО до пуска PH) 18, 2 и 1 суток и при длительности формирования целеуказания и полетного задания (от момента обнаружения ОКО радиолокационными средствами до пуска PH) 6, 3 и 2 часов. На рисунке приведена также область диаметров и скоростей подлежащих перехвату ОКО.



Рис. 5 Минимальный диаметр перехватываемого ОКО (Doko – диаметр ОКО, Voko – скорость сближения ОКО с Землей, Tnn – длительность предстартовой подготовки, Tгот – длительность формирования целеуказания и полетного задания)

2. Синтез базовых принципов и параметров космических аппаратов и ракет-носителей

2.1 Критерий эффективности

Астероидно-кометная опасность – это состояние угрозы потерь от падения на Землю опасных космических объектов. Создание ударных космических аппаратов и аппаратов-разведчиков преследует целью обеспечение минимизации таких потерь до приемлемого уровня.

Результативность этих мер зависит в основном от двух факторов: надежности доставки космических аппаратов в требуемую область взаимодействия с ОКО и обеспечения нормального функционирования аппаратуры КА и комплекса ($P_{\rm H}$) и полноты решения поставленной задачи – исключение опасного падения на Землю космического объекта ($P_{\rm 3}$), обуславливаемой прежде всего составом воздействующих на ОКО энергетических модулей КА, точностью их дозированного воздействия на ОКО.

В качестве критерия оценки целесообразности разработки ракетных комплексов безопасности с ударными КА примем уровень прогнозного риска ожидаемых потерь, связанных с падением ОКО на Землю.

Количественно принятый критерий характеризуется вероятностью (риском) потерь *R*, определяемый из соотношения:

 $R = R_0(1 - P) ,$

Космические миссии

где Р – вероятность успешного выполнения комплексом задачи по перехвату опасного объекта, определяемая как $P = P_H \cdot P_3$, где P_H – надежность комплекса; P_3 – вероятность успешного выполнения комплексом задачи (в полном объеме); R_0 – базовая вероятность опасности (частота падения на Землю опасного космического объекта).

Надежность космического комплекса зависит прежде всего от надежности P_i отдельных его составных частей i и количественно при оприорных оценках определяется вероятностью P, которая для независимых последовательно работающих систем равна

$$P_H = \prod_{i=1}^n P_{i}$$

Вероятность P_i зависит в основном от уровня используемой элементной базы, степени резервирования и от тщательности наземной и летной отработки.

2.2 Надежность космического комплекса

Качество элементной базы характеризуется интенсивностью ее отказов в час. Она определяется на основе статистических испытаний и составляет величину порядка 10⁻⁸...10⁻¹⁰ 1/ч. Резервирование позволяет осуществить замену неисправных агрегатов космического комплекса на резервные и тем самым предотвратить аварийную ситуацию. Резервироваться могут элементы системы управления, энергопитания и другие агрегаты, выход из строя которых ведет к прекращению функционирования комплекса. Возможности по резервированию определяются прежде всего энергетическими возможностями ракеты-носителя и соответственно его массой.

Наконец, возможно резервирование всего космического комплекса путем запуска двух идентичных объектов, что увеличивает надежность выполнения задачи и полноту ее решения.

2.3. Полнота решения ударным комплексом задачи астероиднокометной безопасности

Полнота решения задачи астероидно-кометной безопасности для ракетных комплексов с ударными космическими аппаратами количественно может быть определена как средняя вероятность попадания ударных модулей в расчетные точки прицеливания (P₃). Известно, что астероиды и ядра комет при своем движении вращаются, т.е. их положение в пространстве определяется не только гравитационными взаимодействиями с планетами, но и гироскопическим эффектом, эффектом сохранения вектора кинетического момента вращения в пространстве. Поэтому вектор приложения импульса увода ОКО с опасной траектории должен проходить через центр тяжести ОКО и в оптимальном направлении увода. Если импульс увода формируется несколькими ударными модулями, то этому условию должна удовлетворять равнодействующая сил увода этих модулей. Это приводит к тому, что точки приложения сил увода должны быть распределены по телу ОКО равномерно.

В этом смысле эффективность увода ОКО с опасной траектории будет выше для ядерных взрывных устройств, срабатывающих вблизи от ОКО («мягкое» срабатывание), хотя величины этого импульса, по сравнению с контактным срабатыванием, будут меньше.

Необходимость выполнения этих требований приводит к необходимости обеспечения системой управления ракетного комплекса и ударных модулей требований высокой точности попадания и синхронизации срабатывания ударных модулей.

2.4 Полнота решения задачи определения структуры ОКО ракетным комплексом с космическим аппаратом-разведчиком

Полнота решения научной задачи обуславливается прежде всего составом и точностью измерения научной аппаратурой параметров исследуемых объектов или процессов и условиями измерений (местоположением измеряющей аппаратуры относительно исследуемого объекта или процесса, временем и длительностью проведения измерений).

Количественно полнота решения задачи может быть выражена как вероятность P_r распознавания объектов. В этом случае на этапе проектирования необходима априорная информация о средних значениях измеряемых параметров распознаваемых объектов и процессов, об элементах корреляционной матрицы измеряемых параметров и о вероятности наличия распознаваемых объектов при проведении измерений. При отсутствии априорной информации могут быть использованы гипотезы о составе и структуре ОКО.

Проведение эксперимента по опасному объекту позволит отнести этот объект к определенному классу и сделать рекомендации по схеме его увода с опасной траектории путем применения ударного космического аппарата.

3. Ракетная концепция Российского сегмента противоастероидной защиты

3.1 Состав системы

Высокий уровень развития ракетно-космических и информационных технологий России позволяет уже в настоящее время приступить к разработке и формированию российского сегмента системы защиты Земли от астероидно-кометной опасности.

Защита Земли от астероидно-кометной опасности [6] эффективно решается путем применения на существующих и перспективных ракетных комплексах «Союз-2» и «Воздушный старт»:

— универсального космического аппарата (УКП) КАПКАН [1];

— космического аппарата-разведчика для оперативного исследования структуры и характеристик материала опасного астероида КАИССА [2].

Задачи своевременного обнаружения опасного астероида и прогнозирование параметров его движения решаются «астероидным» сегментом международной системы контроля космического пространства [7].

Универсальный космический аппарат разрабатывается по модульному принципу. Аппарат комплектуется из одного командно-ударного и переменного числа отделяемых ударных модулей, каждый из которых оснащен двигательной установкой и системой самонаведения. Аппарат выводится на траекторию перелета к приближающемуся космическому объекту с помощью существующих ракет-носителей. Универсальный космический аппарат способен воздействовать на сближающиеся с Землей астероиды и разрушать их на большое число фрагментов безопасного размера или переводить их на траекторию, безопасную для Земли. При этом объекты диаметром до 100...150 м разрушаются при воздействии одиночного ударного модуля, а для атаки более крупных объектов необходимо использование в составе универсального космического аппарата большего числа ударных модулей, каждый из которых имеет свою, оптимально рассчитанную в полете, точку прицеливания, и время их группового удара синхронизируется.

Для заблаговременного определения состава ударных модулей, размещаемых на универсальном космическом аппарате, и выработки стратегии его применения, к опасному астероиду направляется космический исследовательский аппарат-разведчик. Космический аппарат формирует нацеленное воздействие зонд-проникателя в астероид и синхронное проведение телеметрического и спектроскопического анализа эффектов соударения для определения физико-химических и механических свойств материала астероида. Космический аппарат и входящий в его состав зонд-проникатель снабжены двигательными установками и системами управления, обеспечивающими прямое попадание зонда-проникателя в астероид и нахождение аппарата с телеметрической аппаратурой во время соударения на заданном расстоянии от астероида. Космический аппарат выводится на траекторию встречи с астероидом с помощью ракет-носителей малого или среднего класса. Конструкция космического аппарата позволяет эффективно проводить исследования сближающихся с Землей астероидов на удалении от Земли до 1 млн.км.

3.2 Ударный космический комплекс

Приведем один из вариантов конструктивной схемы командноударного модуля. Длина модуля 2,3 м, диаметр 1,8 м, масса сухая (без топлива) равна 1400 кг, запас топлива до 600 кг.

Размещаемое на ударном модуле взрывное устройство увеличивает эффективность воздействия на ОКО. При этом наиболее рациональным представляется использование кумулятивного взрывного устройства, которое при подрыве на высоте порядка 1 метра над поверхностью ОКО производит разрушение поверхностного слоя материала ОКО и обеспечивает увеличение глубины проникания КЗП внутрь ОКО. Размещение взрывного устройства на ударном модуле может понадобиться при перехвате крупных ОКО или ОКО с повышенной прочностью материала (железные и железокаменные астероиды).

Реализация изложенных направлений совершенствования космических аппаратов-разведчиков и их носителей позволит существенно повысить оперативность проведения экспериментов на ОКО, их полноту, что в целом позволит повысить прогнозную вероятность распознавания ОКО и отнесения их состава и структуры к соответствующим классам.

3.3 Оценка уменьшения уровня риска

Проведем оценку уменьшения угрозы потерь из-за возможного падения на Землю ОКО при реализации применения по ОКО ракетных комплексов с исследовательскими и ударными космическими аппаратами.

По данным раздела 1.1, базовая вероятность опасности падения на Землю ОКО диаметром 20...300 м, равная средней частости падения P на Землю ОКО, составит 0,3535 в год в течение 20 лет, т.е. $R_0 = 0,3535$.

При реализации в параметрах космических комплексов и космических аппаратов перспективных принципов целевого проектирования, приведенных в настоящей статье, величина вероятности успешного выполнения ракетными комплексами задачи может составить величину Р~0,98, при условии создания и возможности применения этих комплексов в 20летний период.

Таким образом, риск пропустить ОКО на Землю составит величину ~0,007, вместо 0,3535 – без применения космических комплексов безопасности. По нашим оценкам, затраты на создание космических аппаратов и их адаптации к ракетно-космическим комплексам [6] (~ 20 млрд. руб. в течение 10 лет) не идут ни в какое сравнение с затратами, которые вынуждено будет понести население по ликвидации последствий падения на Землю даже небольших астероидов (в диаметре до 300 м).

Литература

- 1. Волков В.А., Дегтярь В.Г., Могиленко В.И., Сытый Г.Г. Универсальный космический аппарат для защиты Земли от астероидно-кометной опасности. Доклад на 52-ом Международном Астрономическом конгрессе, 2001 г., Тулуза, Франция.
- 2. Волков В.А., Дегтярь В.Г., Сытый Г.Г. Космический аппарат для исследования астероидов. Доклад на 52-ом Международном Астрономическом конгрессе, 2001 г., Тулуза, Франция.
- 3. Алексеев А.С., Величко И.И., Волков В.А., Ведерников Ю.А. Ракетная концепция противометеоритной защиты Земли. Доклад на международной конференции

Космические миссии

«Космическая защита Земли – 96 (SPE), г. Снежинск, 1996 г.

- Курикша А.А. Возможности обнаружения и сопровождения астероидов, сближающихся с Землей. Статья в журнале «Конверсия в машиностроении», № 1 (26), 1998г.
- 5. Волков В.А., Дегтярь В.Г. Ракетная концепция системы противоастероидной защиты Земли. Монография, ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева», 2006 г.
- 6. Волков В.А., Дегтярь В.Г. Ракетная концепция обеспечения астероидно-кометной безопасности России. Предложения для включения в Федеральную целевую научно-техническую программу «Астероидно-кометная безопасность России», ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева», 2006 г.
- Алексеев А.С., Волков В.А., Данилкин В.А., Рыхлова Л.В. Программа версификации научно-технических достижений в ракетно-космических технологиях в создание национальных систем обеспечения астероидно-кометной безопасности. Доклад на международной конференции ДС SSS-07, 2006г., Гринвич, Лондон (Великобритания).

Мониторинг малых тел Солнечной системы

Проблемы переоснащения существующих российских телескопов в телескопы обнаружения и слежения за опасными космическими объектами

Багров А.В. *ИНАСАН* E-mail: <u>abagrov@inasan.ru</u>

Российская астрономия имеет в настоящее время весьма скудное наблюдательное обеспечение, причем инструментов, работающих по целевому направлению поиска опасных космических объектов (ОКО) нет совсем. Между тем в мире свыше полутора десятков специальных телескопов заняты исключительно каталогизацией ОКО, причем нижняя граница размеров подлежащих обнаружению тел снижена с 1 км до 150 м. Россия не имеет практической возможности эффективно участвовать в действующих международных программах поиска ОКО. Предлагается асимметричное решение наблюдательных задач, основанное на возможности обнаружения ОКО и его исследовании на расстоянии нескольких миллионов км от Земли (т.е. за несколько суток до их возможного столкновения с Землей). Задача разбивается на этапы, каждый из которых требует применения специальных средств наблюдения: выявление "опасных" направлений и определение периода их активности, обзор опасных участков неба и оперативный анализ обнаруженных ОКО астрономическими методами на предмет получения точного прогноза движения и физических характеристик этих тел. Приводятся анализ возможностей существующих в России телескопов и предложения по их переоснащению для решения конкретных этапных залач.

Problems of Russian Telescopes Tuning for Detection and Tracking of Space Dangerous Objects

Bagrov A.V. INASAN

Russian astronomy has very few observational facilities for modern task of detection of Space Dangerous Bodies (SDB), and no one of existing telescope has deal with the problem of detection SDB full time. On the other hand there are above dozen of special instruments in the

Мониторинг

world that are busy exclusively with observations for total detection and catalogue of SDB, which the low dimension being decreased now from 1 km to 150 m. Russia has no possibility to take proper part in international observational programs deal with decrease of asteroid-comet danger. An asymmetric approach to the problem based on possible detection of SDB at distance of some billion miles away is proposed. The problem divides into steps that can be supplied by special facilities. They are: detection of "dangerous" sky directions and periods of their activity, survey of dangerous sky regions, and fast analysis of detected SDB's by astronomical methods for accurate measurements of their trajectories and physical properties. Analysis of existing in Russia telescopes and proposals to their tuning for profit tasks are presented.

В настоящее время в программах поиска и каталогизации потенциально опасных космических тел занято много оптических телескопов наземного базирования [1], в задачи которых входит почти полная (90%) каталогизация астероидных тел размером более 1 км в пределах орбиты Юпитера, общее число которых оценивается в ~1000. Поскольку эта задача уже сейчас считается выполненной на 70%, новый взгляд на проблему астероидно-кометной опасности привел к коррекции целей: теперь ставится задача обнаружения и каталогизации 90% всех тел с размерами более 150 м. В связи с этим, разработано несколько программ для скорейшего ввода в строй новой серии оптических телескопов с большой проницающей силой. На фоне действующих и планируемых наблюдательных программ Запада полное отсутствие работающих в аналогичном направлении телескопов России выглядит удручающе. В России проводятся лишь единичные эксперименты по поиску ОКО в некоторых метеорных потоках, но и их результативность не имеет тенденции к росту [2]. В то же время спе-циально поставленные наблюдения NASA Meteoroid Environment Group всего за полтора года привели к регистрации 20 падений метеороидов на поверхность Луны из метеорных потоков [3].

Для исследования опасных КО применяются телескопы малого размера, наименее загруженные астрофизическими задачами. Все они имеют узкое поле зрения, поэтому приходится дополнять их системами укорочения фокуса, чтобы по возможности расширить поле. Особое место в перечне оптических инструментов необходимо уделить поисковым роботизированным телескопам, используемым для оперативной регистрации крайне кратковременных явлений, происходящих в неизвестной области неба.

Группа исследователей ГАИШ МГУ создала серию камер "MASTER" (Mobile Astronomical System of the TElescope-Robots), которые обеспечивают высокую проницающую силу (20^m) за счет большого времени накопления - 1 минута. Камеры имеют поле зрения 24 квадратных градуса при угловом разрешении 0,1" [4]

В кооперации САО РАН, ИКИ РАН и ЗАО "Космотен" была создана камера FAVOR с полем зрения 300 квадратных градусов (15°х20°) при угловом разрешении ~40". Эта камера обеспечивает достижение проницающей силы 11.5^m за время экспозиции 0,13 сек, а при суммировании 100 кадров она достигает 13^m [5]. Аналогичная по техническим характеристикам камера TORTORA, поставленная разработчиками в Миланскую АО, установлена в Чили [6].

Поиск астероидных тел на большом расстоянии от Земли имеет две особенности: эти тела имеют малую яркость и невысокую угловую скорость видимого движения. Обе эти особенности определяют облик современных и планируемых оптических систем. Все они конструируются с целью достижения возможно большей проницающей силы, но последняя может быть реализована не только за счет роста апертуры, но и за счет длительного накопления сигнала.

Наблюдения в узких полях зрения с большими временами накопления приводят к *низкой эффективности* действующих наблюдательных программ в отношении своевременного обнаружения ОКО, но сохраняется возможность для России построить свою систему оптических средств обнаружения ОКО, которая позволит нашей стране занять достойное место в интернациональной борьбе с угрозой из космоса.

Если принять размер представляющего опасность космического тела за 150 м (в согласии с принятым сегодня стандартом для западных систем противодействия ОКО), то можно оценить его видимую яркость на разных расстояниях от Земли. Видимая яркость зависит, естественно, и от отражательной способности поверхности ОКО. Альбедо космических тел меняется в очень широких пределах: самые тёмные тела имеют а=0,01, лунная поверхность имеет а=0,03, а самые светлые тела имеют а=0,3.

Представляется уместным принять для расчетов параметров наблюдательной аппаратуры а=0,01. Это значение соответствует очень тёмной пористой поверхности, какая должна образоваться из спаянного вакуумной сваркой рыхлого пылевого конгломерата, - например, реголита. Именно такую структуру могут иметь потухшие кометные ядра и их фрагменты, а также межзвездные скитальцы [7].

Любопытно отметить, что кометы, по оценкам NEOS&DS, составляют всего 1/1000 от числа астероидов, и в задачи следующей стадии исследований американской программы каталогизации потенциальных ОКО не включены [1]. Тела кометного происхождения могут находиться как на орбитах с небольшим периодом обращения, так и на долгопериодических орбитах. В первом случае орбиты потенциальных ОКО могут быть приблизительно определены по наблюдению их природных спутников - метеоров, движущихся по той же орбите родительского тела [8]. Во втором случае наиболее вероятна ситуация, когда мелкие метеороидные тела не заполняют всю орбиту и не могут служить индикаторами. В этом случае прохождение ОКО вблизи земной орбиты может быть *единственным* на интервале в десятки, сотни и тысячи лет. Каталогизация этого типа ОКО лишена всякого смысла.

Реализуемая в ИНАСАН программа поиска ОКО ставит целью обнаружение ОКО кометного происхождения на расстоянии не менее 10 млн км от Земли, то есть не менее чем за 2 суток до возможного столкновения с Землёй. При скорости движения ОКО от 2 до 6 млн. км в сутки, требуется высокая оперативность как проведения поисковых наблюдений, так и обработки их результатов. Эта программа не пересекается с зарубежными программами поиска и каталогизации астероидов, и поэтому может рассматриваться как асимметричная им и не конкурирующая с ними. Для проведения поисковых наблюдений могут использоваться обычные астрономические телескопы, но требуется автоматизация системы их наведения и сканирования области обзора.

Для проведения мер предотвращения падения и для оценки последствий падения требуется оперативное определение физических свойств ОКО. Поэтому оснащение телескопов должно обеспечить проведение фотометрических, спектральных и поляризационных измерений обнаруженного объекта.

Поисковые наблюдения должны проводиться в широких полях. При известных ожидаемых параметрах орбиты метеороида поле зрения должно охватывать всю область радианта, при неизвестных - всё небо. Как в первом, так и во втором случае возможно сканирование обозреваемой области полем зрения, но продолжительность обзора не должна превышать 2...3 часов, так как обследуемая область должна наблюдаться не менее трех раз за ночь для уверенного выявления всех движущихся объектов и выделения из них потенциального ОКО. Дооснащение существующих телескопов для решения этой задачи сводится к автоматизации управления переводом телескопа на программные площадки.

Томатизации управления переводом телескопа на програмяные площедки. *Астрометрические наблюдения* ставят целью измерение положений и параметров движения обнаруженного ОКО с предельно достижимой точностью. Для астрометрических измерений нет необходимости в широких полях зрения, так же как нет необходимости в больших апертурах применяемых телескопов, поскольку ОКО на принятых расстояниях обнаружения имеют достаточную яркость, чтобы наблюдаться с небольшими инструментами. Модернизация существующих инструментов сводится к установке на них телевизионных приемников и автоматизации процесса обработки изображений. Примером такой модернизации является автоматизированный телескоп ЗА-320ЬМ Пулковской АО.

Астрофизические наблюдения дают тем больше информации, чем ярче наблюдаемый объект и чем более узкополосный анализатор применяется при наблюдении. Как правило, все три вида астрофизических наблюдений - колориметрические, спектральные и поляризационные - производятся разными приборами и приёмниками, причем замена одного прибора на другой обычно занимает несколько часов и производится в дневное время. Для оперативных наблюдений ОКО это совершенно недопустимо. Привлекаемые для наблюдений ОКО астрономические инструменты должны быть оборудованы системой анализаторов, позволяющих проводить их замену в считанные секунды, и переходить от одного типа астрофизических наблюдений к другому без потери наблюдательного времени. Отработанным решением схемы анализаторов для наблюдений ОКО является система турелей со сменными светофильтрами и афокальными спектрографами [9], дополненная поляроидами с фиксированной ориентацией плоскости поляризации, которая должна быть размещена перед панорамным ПЗС-приемником. Эта система давно успешно используется при наблюдениях ИСЗ в ИНАСА-Не в виде отдельных элементов [10], но теперь должна быть выполнена в полном комплекте. Переоснащение астрофизических инструментов с ПЗСматричными приемниками для задач исследования ОКО сводится к установке на них турелей со сменными афокальными спектрографами с разрешением 100, 200 и 500.

Литература:

- 1. NASA Program Analysis and Evaluation Office. 2006 Near-Earth Object Survey and Deflection Study // NASA HQ, PA&E. 271 p.
- 2. Барабанов С.И., Смирнов М.А. Анализ содержания крупных тел в избранных метеорных и болидных потоках на основе данных метеорной астрономии и наблюдений, проводимых ИНАСАН с 1995 г. / Околоземная астрономия - 2003. Труды конференции. т.1. // Институт астрономии РАН. - СПб.: BBM, 2003. - c199-205.
- 3. Phillips T. A Meteoroid Hits the Moon. // http://science.nasa.gov/headlines/y2006/13jun_ lunarsporadic.htm?list53188; http://www.spaceweather3.com/ swpod2006/14jun06/movie760.gif
- 4. <u>V.M. Lipunov</u>, <u>A.V. Krylov</u>, <u>V.G. Kornilov</u> et al. MASTER: The Mobile Astronomical System of Telescope-Robots // Astron.Nachr. 325 (2004) 580-582
- Багров А.В., Г.М.Бескин, А.Бирюков и др. Широкоугольная высокоскоростная оптическая камера для обнаружения вспыхивающих и движущихся объектов. / Околоземная Астрономия – 2003. Труды конференции. т.2. Терскол, 8-13 сент. 2003 // Институт астрономии РАН. - СПб.: ВВМ, 2003.- с.101-106.
- 6. E. Molinari, S. Bondar, S. Karpov, et al. TORTOREM: two-telescope complex for detection and investigation of optical transients. // IL NUOVO CIMENTO 2006, Vol. 4, N. 2.
- Багров А.В.. Два поколения кометных ядер и наблюдательные различия в последствиях их распада. / «Околоземная Астрономия – 2003» 8-13 сентября 2003, п. Терскол, КБР, Россия. Программа конференции и тезисы докладов // М.: ИНАСАН, 2003.- с.19.
- Bagrov A.V., A.P. Kartashova and V.A. Leonov. Planetary Cosmogony of the Solar System: the origin of dangerous meteoroids. / 2007 Planetary Defense Conference. March 5-8, 2007, George Washington University, Washington, D.C. // http://www.aero. org/conferences/planetarydefense/2007papers/P1-3--Bagrov--Paper.pdf. - 12 pp
- 9. Багров А.В., Смирнов М.А. Афокальный бесщелевой спектрограф. / Авторское свидетельство СССР № 1226077, МКИ-4 G 01 J 3/18, 1984.
- 10.Багров А.В., Смирнов М.А. Методика фотометрических и спектральных наблюдений ИНТ. / Научные информации Астрономического совета АН СССР, 1987.- вып. 64.- с.15-20.

Мониторинг -

Наблюдения сближающихся с Землёй объектов на автоматизированном телескопе ЗА-320М Пулковской обсерватории

Девяткин А.В., Верещагина И.А., Куприянов В.В., Горшанов Д.Л., Бехтева А.С., Кракосевич О.В., Алешкина Е.Ю., Ибрагимов Ф.М., Львов В.Н., Смехачева И.Р., Цекмейстер С.Д., Бекяшев Р.Х. *ГАО РАН*

E-mail: adev@gao.spb.ru

В ГАО РАН работает автоматизированный комплекс на основе телескопа ЗА-320М, на котором ведутся астрометрические и фотометрические наблюдения тел Солнечной системы. В 2001–2007 гг. получено свыше 15000 наблюдений малых тел Солнечной системы, из которых более 8000 положений для АСЗ. Средняя точность определяемых положений составляет 0.09"–0.4" для астрометрии и 0.01^m–0.10^m для фотометрии. Результаты наблюдений оперативно посылаются в Minor Planet Center.

В мировом рейтинге обсерваторий, ведущих наблюдения астероидов, сближающихся с Землёй, автоматизированный телескоп ЗА-320М занимает 18 место из более чем 680 телескопов. Среди обсерваторий стран СНГ по наблюдениям астероидов, сближающихся с Землей, Пулковская обсерватория занимает первое место.

The observations of Near Earth Objects with automatic telescope ZA-320M in Pulkovo Observatory

A.V. Devyatkin, I.A. Verestchagina, V.V. Kouprianov, D.L. Gorshanov, A.S. Bekhteva, O.V. Krakosevich, E.Yu. Aleshkina, F.M. Ibragimov, V.N. L'vov, I.R. Smekhacheva, S.D. Cekmeister, R.Kh. Bekyashev *Main (Pulkovo) Astronomical Observatory of RAS*

The automatic complex based on telescope ZA-320M has been worked in Pulkovo Observatory (MAO RAS) and astrometrical and photometrical observations of Solar system's bodies have been carried out at this complex. During 2001–2007 years more then 15000 observations of the small Solar system's bodies have been obtained including the 8000 observations for NEO. The mean accuracy of the results has been amounted to 0.09"–0.4" for astrometry and about 0.01^m–0.10^m for photometry. All of the results have been operative sent to Minor Planet Center. In world rating of observatories that have been carried out observations of Near Earth Asteroids telescope ZA-320M have been taken 18 position among more then 680 others telescopes. Among observatories of UUS-states (post-Soviet states) Pulkovo observatory have been lead in the NEA's observations.

Введение

С 1997 г. на телескопе ЗА-320М [1, 2] проводятся ПЗС-наблюдения тел Солнечной системы. В программу наблюдений малых тел Солнечной системы на ЗА-320М включены следующие объекты: астероиды из Critical List **МРС; астероиды, которые недавно открыты; двойные астероиды; асте**

роиды — бывшие кометы; наблюдения тесных сближений астероидов; видимые сближения астероидов; астероиды, названные именами пулковских астрономов; астероиды, к которым летят космические зонды; покрытия звезд астероидами, кометы, спутники Юпитера и Сатурна, Уран, Нептун, система Плутон – **Харон, геостационарные объекты, фотометрические наблю**дения звезды HD209458, фотометрические наблюдения взаимных явлений в системе регулярных спутников больших планет, сверхновые, переменные звезды, фотометрические наблюдения рассеянных скоплений.

Автоматизированный телескоп ЗА-320М (D = 320 мм, F = 3200 мм) может управляться дистанционно или работать по программе, не требующей присутствия наблюдателя. Управляющая программа регулирует работу приводов грубого и тонкого наведения, фиксирующих устройств, механизмов смены фильтров, установки купола и пр., а также вычисляет эфемериды наблюдаемых объектов на заданный момент времени и управляет работой ПЗС-приёмника. Датчиком угла поворота телескопа служат устройства на базе оцифрованных лимбов и ПЗС-камер. В качестве приемника излучения использовалась ПЗС-камера ST-6 (375 × 242 пикс., 9'.5 × 7'.5), а с 2005 г. — ПЗС-камера FLI (1024 × 1024 пикс., 28' × 28'). Автоматизированный комплекс показал высокую надежность и эффективность.

Система управления телескопом

Программное обеспечение системы управления астрометрическим комплексом ЗА-320М создано с использованием модульного подхода и состоит из следующих модулей.

Подсистема точного времени AccuTime реализована в виде самостоятельного программного пакета и может быть адаптирована к различным источникам временного сигнала.

В самостоятельную подсистему в составе комплекса выделена *служба распределенного журналирования* с возможностью регистрировать события системы в едином журнале

В *подсистеме управления телескопом* реализованы ручной, полуавтоматический и автоматический режимы.

Модуль интерфейса ПЗС-камеры реализует стандартный набор высокоуровневых команд управления применительно к конкретной ПЗС-камере. В настоящее время вся основная функциональность подсистемы управления ПЗС-камерой реализована командами языка Python.

Эфемеридное обеспечение: ЭПОС

Обеспечена независимая эфемеридная поддержка наблюдений с помощью программной системы ЭПОС, разработанной в ГАО РАН.

ЭПОС (Эфемеридная Программа для Объектов Солнечной системы) [3] является эффективным инструментом для исследования и эфемеридной поддержки наблюдений объектов Солнечной системы. В работе ПС используются получаемые через Интернет данные об астероидах и кометах, а также об обсерваториях, с которых ведутся наблюдения. Работа системы основана на использовании данных современных численных эфемерид (DE200/LE200, DE405/LE405, DE406/LE406) и звёздных каталогов (Hipparcos, Tycho-2, USNO и др.), распространяемых на компакт-дисках. ПС работает под управлением ОС Windows-98/ХР и имеет двуязычный интерфейс (русский и английский).

ПС ЭПОС позволяет пользователю получать как точные эфемериды для множества объектов, так и быструю иллюстрацию их движения в широком временном диапазоне, что несомненно полезно для поддержки существующих и развития новых наблюдательных программ и для обеспечения эфемеридными данными заинтересованных наблюдателей и издателей.

Обработка наблюдений: Апекс-I, Апекс-II

Обработка наблюдений производится с помощью полуавтоматической программной системы «АПЕКС-1.0» [4] и автоматической — «АПЕКС-II», которые были созданы в Пулковской обсерватории. Программная система «АПЕКС-II» позволяет производить обработку наблюдений в автоматическом режиме с выдачей результатов в формате, принятом в Minor Planet Center, а также контролировать точность наблюдений с использованием модуля программной системы «ЭПОС». Обработка наблюдений проводилась в системе каталогов USNO-A2.0, USNO-B1.0, UCAC-2 с учётом хроматической рефракции.

В настоящее время платформа Apex-II используется, прежде всего, для задач астрометрической и фотометрической редукции массивов наблюдений объектов Солнечной системы — астероидов и комет, а также объектов геостационарной орбиты. Обработка ПЗС-изображений астероидов и комет включает в себя следующие этапы.

• Автоматический подбор (и, при необходимости, синтез) калибровочных кадров для каждого ПЗС-изображения из обрабатываемого массива; bias/dark/flat-коррекция.

• Аппроксимация и устранение неравномерности фона неба.

• Оптимальная фильтрация изображения для повышения отношения «сигнал/шум» (SNR) выделяемых объектов.

• Выделение объектов пороговым алгоритмом, с логической фильтрацией битовой маски для повышения вероятности детектирования слабых объектов и снижения числа ложных детектирований.

• Разделение накладывающихся изображений отдельных объектов (deblending).

• Определение центров выделенных объектов методом аппроксимации модельной функцией рассеяния точки (PSF).

• Измерение потоков от объектов методом апертурной, PSF- или оптимальной фотометрии.

• Исключение остаточных шумовых выбросов (включая следы космических частиц) по различным критериям.

Наблюдения сближающихся с Землёй объектов...

• Отождествление измеренных объектов с опорным астрометрическим каталогом

• Астрометрическая редукция — определение постоянных пластинки.

• Отождествление объектов с опорным фотометрическим каталогом и расчет блеска объектов в инструментальной системе.

• Идентификация всех неотождествленных объектов на кадре с использованием эфемеридных баз данных и других доступных каталогов.

• Формирование отчета в стандартном формате о всех объектах Солнечной системы, найденных на кадре.

Результаты наблюдений: астрометрия

С 2002 на телескопе была начата программа наблюдений объектов сближающихся с Землей, которая осуществляется в рамках темы «Пулковская программа изучения объектов, сближающихся с Землей». В 2001–2005 гг. получено более 15000 наблюдений малых тел Солнечной системы, из которых более 8000 положений для АСЗ. Средняя точность определяемых положений составляет 0".09–0".50. Результаты наблюдений оперативно посылаются в Minor Planet Center. В мировом рейтинге обсерваторий, ведущих наблюдения астероидов, сближающихся с Землёй, автоматизированный телескоп ЗА-320М занимает 18 место из более чем 680 телескопов. Среди обсерваторий стран СНГ Пулковская обсерватория занимает первое место по наблюдениям астероидов, сближающихся с Землей.

В Таблице 1 даны примеры результатов наблюдений некоторых астероидов, сближающихся с Землёй.

Таблица 1. Результаты астрометрической обработки наблюдений некоторых АСЗ

Объект	N	(O-C) _α cosδ	$σ_α$ cosδ	(O – C) _δ	σ_{δ}	Δm
433 Eros	65	+0".14	0".25	+0".33	0".28	11 ^m .4–12 ^m .6
4179 Toutatis	10	-0.17	0.32	+0.31	0.24	14.8–16.8
423 Diotima	70	-0.10	0.16	-0.06	0.10	11.1–12.9

Результаты наблюдений: фотометрия

Наряду с астрометрическими наблюдениями, на телескопе ЗА-320М выполняются также и фотометрические наблюдения тел Солнечной системы, а также звёзд и звёздных скоплений. Наблюдения ведутся в полосах *BVRI* системы Джонсона, а также в инструментальной полосе телескопа (300–900 нм). Среди астероидов, сближающихся с Землёй, наибольшее внимание в последний год уделяется фотометрическим исследованиям двойных объектов.

На рисунках 1 и 2 приведены примеры кривых блеска двух разных астероидов, полученные на длительных промежутках времени (несколько месяцев).



Рис. 1. Кривая блеска тройного астероида (87) Sylvia, созданная путём свёртки наблюдательных данных, полученных в фильтре R с 7 февраля по 29 марта 2007 г., с периодом осевого вращения главного компонента (5.184 часа).

Полученный при автоматизации ЗА-320М опыт используется для модернизации и автоматизации телескопа МТМ-500 (D = 550 мм, F = 4200 мм). В 2007 г. он будет установлен на Горной астрономической станции ГАО РАН в Кисловодске и на нём начнутся астрометрические и фотометрические наблюдения тел Солнечной системы.



Рис. 2. Изменения блеска двойного астероида, сближающегося с Землёй, 5407, полученные по наблюдениям на ЗА-320М с декабря 2006 по апрель 2007 г. и связанные с орбитальным движением спутника вокруг главного компонента. Штриховой линией показана синусоида, построенная с периодом равным половине орбитального.

Литература

- 1. Канаев И.И., Девяткин А.В., Кулиш А.П., и др. «Автоматизация астрономических наблюдений на ЗА-320. І» Известия ГАО РАН, 2002, № 216, с. 128–156.
- 2. Девяткин А.В., Канаев И.И., Кулиш А.П., и др. «Автоматизация астрономических наблюдений на ЗА-320. II» Известия ГАО РАН, 2004, № 217, с. 505–530.
- 3. В.Н.Львов, Р.И.Смехачева, С.Д.Цекмейстер. «ЭПОС. Программная система для решения эфемеридных задач, связанных с объектами Солнечной системы. Руководство пользователя», 1999, ГАО РАН, 28 с.
- 4. Девяткин А.В., Горшанов Д.Л., Куприянов В.В., и др. «Наблюдения и анализ кривых блеска трёх спутников Сатурна» Известия ГАО РАН, 2004, № 217, стр. 229–235.

Поток комет на Землю: вопросы интерпретации наблюдательных данных

Светцов В.В. Институт динамики геосфер РАН E-mail: svetsov@idg.chph.ras.ru

Астрономические наблюдения и оценки частоты столкновений космических тел показывают, что кометы должны сталкиваться с Землей существенно реже, чем астероиды. В то же время большое количество крупных метеорных тел разрушается на относительно больших высотах. Во многих работах их считают объектами кометного происхождения. Новые результаты по обтеканию тел при высоких скоростях на больших высотах показывают, что особенности газодинамического течения могут приводить к осциллирующим и более высоким нагрузкам, чем обычно принято считать. Показано, что определенная часть каменных объектов должна испытывать разрушение примерно на 20 км выше, чем остальные. Большая часть метеороидов, интерпретируемых как кометы, на самом деле является каменными телами, причем относительное количество тел кометной природы уменьшается с увеличением размера тел. Рассматриваются результаты исследований падения Тунгусского космического тела различными авторами. Вопрос о кометном или астероидном происхождении Тунгусского объекта остается открытым.

Cometary flux on the Earth: Problems of interpretation of observational data

Svetsov V.V. Institute for Dynamics of Geospheres RAS

Astronomical observations and estimates of collision frequency show that comets must collide with the Earth much more rarely than asteroids. However, multitude of bolides breaks up relatively high in the atmosphere. Many researchers treat them as objects of cometary origin. New results on the hydrodynamic flow around bodies moving with high speeds at high altitudes show that specific features of the flow can lead to oscillating aerodynamic loads, which are substantially higher than generally accepted. It is shown that some part of stony objects must break up about 20 km higher than the rest. Most of meteoroids interpreted as comets actually are stony bodies, the relative number of cometary objects diminishing as object sizes increase. The results obtained in the published works on the Tunguska event are considered. The problem of cometary or asteroidal origin of the Tunguska object remains open.

Введение

Исследования ударных кратеров в большинстве случаев не позволяют определить природу космического тела, так как после удара как кометы, так и астероида их вещество выбрасывается из кратера на удаленные расстояния и рассеивается. По оценкам [1], удары комет могут являться причиной возникновения 20–30% кратеров на Земле размером более 10 км. Интересно определить, каковы свойства тел меньших размеров, порядка 100 м, которые чаще сталкиваются с планетой и представляют значительную и реальную опасность. Информацию о таких телах дают наблюдения за космическими телами, входящими в атмосферу Земли.

Можно предположить, что объекты с более высокими скоростями входа, с большим наклоном орбиты, или принадлежащие метеорным потокам с большей вероятностью представляют собой тела кометного происхождения и наоборот. Путем такого разделения метеорных тел на кометную и астероидную группы в [2] оценивалось, что около 70% тел с массой в несколько килограмм имеют астероидное происхождение, причем относительное число астероидов растет с увеличением массы тел. В [3] были проанализированы данные о падениях более двухсот метеороидов и сделан вывод, что можно выделить три большие группы метеорных тел по высоте окончания свечения. Обыкновенные хондриты вошли в группу 1 с наименышими высотами свечения, а углистые хондриты – в группу 2 с заметно большими высотами вспышек. В третью группу, которая разбита на две подгруппы 3А и 3В, вошли тела с наибольшими высотами свечения. При этом считалось, что подгруппа 3В образована телами наиболее рыхлыми и легкими.

Оценки [4] показали, что относительное число метеороидов группы 3 в диапазоне оцененных размеров от 0.1 до 1 метра, уменьшается до размеров 0.4–0.5 м, а затем снова растет за счет увеличения числа объектов в подгруппе 3В, начиная с размеров около 0.2 м. Более того, путем экстраполяции был сделан вывод, что среди падающих на Землю десятиметровых тел, 70% должны составлять тела кометного состава. В [4] приводятся также данные о 13 метеорных телах с оцененными размерами от 1 до 7 м. Среди них лишь одно попадает в группу 1; в группу 2 попало семь тел, а остальные пять были отнесены к группе 3В. Возникает вопрос, правильно ли интерпретируются результаты регистрации болидов.

Вихревой режим обтекания космических тел в атмосфере.

При гиперзвуковых скоростях, характерных для входа космических тел в атмосферу Земли, возникают проблемы, связанные с устойчивостью течения за фронтом головной ударной волны. Неустойчивости головной ударной волны наблюдались в экспериментах с затупленными телами, движущимися в газообразном фреоне при числах Маха порядка 10 [5, 6]. Искажения фронта ударной волны вводят завихренность, и поэтому в ударносжатом слое могут возникнуть крупномасштабные вихревые движения, что видно в экспериментах.

В [7, 8] методами математического моделирования исследовалась возможность существования вихревых режимов обтекания метеороидов. Под этим подразумевалось, что при сверхзвуковом обтекании тела существуют нестандартные решения уравнений Эйлера и Навье-Стокса с крупномасштабными вихревыми структурами в ударно-сжатой области. Моделирование проводилось с использованием нескольких численных методов. Рассматривались тела с плоской лобовой поверхностью, ступенька и цилиндр. Отход ударной волны от затупленного тела уменьшается с уменьшением эффективного показателя адиабаты γ . Следовательно, при малых γ возмущения затухают слабее, имеется больше времени для развития вихрей, и увеличивается вероятность существования нестандартных режимов обтекания. При скоростях, характерных для метеорных тел, величины γ в ударно-сжатом слое составляют около 1.1 на высотах более 70 км.

Результаты моделирования показывают, что кратковременные возмущения в течении газа перед телом вызывают вихревые движения в ударносжатом слое, которые после прекращения действия возмущений полностью не затухают. Таким образом, оказывается, что при малых у существует два режима: стандартное стационарное обтекание тела гиперзвуковым потоком и нестационарное с вихрями, размер которых порядка отхода ударной волны от тела, и искаженным фронтом ударной волны. Моделирование обтекания с использованием уравнений Навье-Стокса показало, что при у=1.1 и числе Рейнольдса *Re*=500 после окончания действия искусственного возмущения потока вихревой режим не развивается, а течение приходит к обычному стационарному режиму. При Re=1000 вихревой режим возникает, но отход ударной волны колеблется около среднего значения с относительно небольшой амплитудой. При Re=2000 вихревой режим существует бесконечно долго. Уменьшение у приводит к усилению вихревого режима, он образуется при большей вязкости. К такому же эффекту приводит и излучение, которое охлаждает газ за фронтом ударной волны, обеспечивая большее сжатие и меньшее расстояние между ударной волной и телом.

Поскольку типичные значения γ за фронтом ударной волны составляют ~1.1, роль излучения при входе крупных метеорных тел в атмосферу велика, а форма космических тел может быть достаточно разнообразной, можно предсказать, что вихревой режим обтекания осуществляется при падении какой-то части метеорных тел. Чем больше размер тел и их скорость, тем большая доля среди них будет подвержена действию такого режима изза усиления действия излучения. Важная особенность вихревого режима обтекания – это осциллирующие нагрузки на лобовой поверхности с пиками давления по величине почти на порядок больше, чем давление торможения. Поэтому и разрушение метеороида в вихревом режиме обтекания будет происходить на высотах гораздо (на ~20 км) больших, чем в случае квазистационарной нагрузки. Весьма вероятно, что именно из-за вихревых эффектов, а не из-за малой плотности и прочности вещества значительное количество крупных метеороидов разрушается и дает вспышки на больших высотах и попадает в третью группу.

Поэтому можно предположить, что крупные тела подгруппы 3В представляют собой не хрупкие тела малой плотности, а каменные, испытывающие в верхних слоях атмосферы большие нагрузки, которые приводят к более быстрому разрушению и усилению абляции. Анализ данных, полученных при регистрации болида Шумава, показывает, что это наиболее крупное тело, отнесенное в [4] к подгруппе 3В, вполне могло быть каменным [7]. Таким образом, тела кометного происхождения будут представлены лишь группой 3А, в которой они, несомненно, содержатся, что следует как из того, что этой группе принадлежат кометные метеорные потоки, так и из их орбитальных характеристик. Причислив группу 3В к каменным метеороидам, мы получим, что тела кометной природы составят около 35% от всех падающих тел размером 0.1 м, а при размере 10 м доля комет составит около 10%. Для более уверенных выводов относительно соотношения метеороидов различной природы среди тел размером 1-10 м нужно совершенствовать расчеты обтекания и разрушения космических тел в атмосфере и накопить большее количество данных о падениях таких тел.

Тунгусское явление 1908 г.

Падение крупного тела – Тунгусского метеороида 30 июня 1908 г до сих пор вызывает интерес с точки зрения установления его природы. Но прямых данных, по которым можно было бы определенно судить о том, какое космическое тело вызвало Тунгусскую катастрофу, нет, и в связи с этим большую важность имеет правильная интерпретация результатов, полученных при исследовании Тунгусского явления. Численное моделирование Тунгусского падения [9] показывает, что на требуемых высотах может выделить основную часть своей энергии как каменное, так и ледяное тело с одной и той же кинетической энергией, что связано с непредсказуемым ростом неустойчивостей. Значительную роль может играть форма тела, а не его плотность и скорость. Потоки излучения при выделении энергии космического тела достаточно велики для того, чтобы испарить каменные фрагменты, размер которых не более 10 см [10]. Если больших фрагментов не остается, что весьма вероятно при падении крупного тела, подвергающегося большим аэродинамическим нагрузкам, то весь рой каменных осколков может полностью испариться.

Большую роль в вопросе о природе ТКТ играют анализы найденных в районе Тунгусской катастрофы микрочастиц и слоев торфа. Аномалии ряда элементов и изотопов были обнаружены в образцах, извлеченных из болот в окрестностях эпицентра, причем в тех слоях торфа, которые близки по времени образования к 1908 г. [11-13]. На основании химического анализа образцов был сделан вывод, что вещество ТКТ, или его пылевая компонента, если оно было кометой, должно было быть по составу близким к углистым хондритам типа CI [11]. В слоях торфа 1908 г. были найдены повышенные концентрации изотопа углерода ¹³С, которые авторы объяснили выпадением космического вещества ТКТ [12, 13]. В торфе на тех же глубинах был найден и иридий, причем оказалось, что отношение углерода к иридию в аномальных образцах намного превышает это отношение как в углистых хондритах, так и в ахондритах. Высокое содержание ¹³С говорит в пользу кометной природы ТКТ, но с составом, сильно отличающимся от исследованных до сих пор комет.

Заключение об очень низком содержании минеральной компоненты противоречит наблюдательным данным, согласно которым кометы имеют в своем составе существенное количество каменной пыли. В выводах перечисленных работ неявно предполагается, что относительное содержание элементов и изотопов в слоях торфа отражает их содержание в упавшем космическом теле. Это могло бы произойти лишь в случае, если ледяное тело упало на поверхность и, растаяв, было полностью поглощено мхом. Между тем, как оптические аномалии в атмосфере, возникшие после падения, так и численные модели показывают, что большое количество пыли было выброшено в верхние слои атмосферы и рассеяно по огромной площади. Наиболее вероятный сценарий состоит в том, что вещество ТКТ испарилось при взрывообразном выделении энергии, а затем сконденсировалось и частично рассеялось в атмосфере, а также осело на поверхность, где было поглощено сфагнумом либо в виде аэрозолей, которыми он питается, либо просто впиталось в слой мха. Расчеты показывают, что лишь частицы размером более 100 микрон быстро оседают на поверхность, Большая часть сконденсировавшихся микронных частиц выбрасывается вверх и рассеивается, но часть их может осесть в результате дождей. Мох должен лучше поглощать более мелкий конденсат. Таким образом, соотношение элементов в торфе зависит от процесса конденсации. Поскольку углерод конденсируется при более высоких температурах, чем металлы и кремнезем, конденсация испаренного вещества ТКТ могла начаться с углерода, что могло привести к быстрому образованию углеродных частиц.

Заключение

Процессы испарения, конденсации, перемешивания углеродосодер-

жащих газов с воздухом, взаимодействие с пылью и последующие химические реакции вещества после взрыва ТКТ практически не изучались из-за сложности проблемы. Не ясно, в каких пропорциях мог войти иридий в азрозоли, поглощаемые мхом. В тех или других сценариях взрыва ТКТ и оседания углерода и иридия возникает масса вопросов, связанных с образованием пиков концентраций в торфе, без решения которых нет уверенности, что измеренные отношения элементов в аномальных слоях торфа отражают истинный состав ТКТ. Поэтому вопросы интерпретации полученных в результате исследований слоев торфа данных остаются открытыми, как и сама проблема природы Тунгусского космического тела.

Для уточнения результатов интерпретации наблюдательных данных необходимо совершенствование математического моделирования и дальнейшие наблюдения за метеорными телами.

Благодарности

Работа поддержана РФФИ в рамках проекта 07-05-00026-а.

Литература:

- 1. Nakamura T., Kurahashi H. Collisional probability of periodic comets with the terrestrial planets: An invalid case of analytic formulation // Astron. J. 1998. Vol. 115. P. 848-854.
- 2. *Halliday I. et. al.* Detailed data for 259 fireballs from the Canadian camera network and inferences concerning the influx of large meteoroids // Meteoritics and Planetary Science. 1996. Vol. 31. P. 185-217.
- 3. *Ceplecha Z., McCrosky R.E.* Fireball end heights: A diagnostic for the structure of meteoric material // J. Geophys. Res. 1976. Vol. 81, N 35. P. 6257–6275.
- 4. *Ceplecha Z.* Impacts of meteoroids larger than 1 m into the Earth's atmosphere // Astron. Astrophys. 1994. Vol. 286, N 3. P. 967-970.
- 5. *Барышников А.С. и др.* О неустойчивости фронта головной ударной волны // Письма в журн. технич. физики. 1979. Т. 5. № 5. С. 281-284.
- 6. Барышников А.С. и др. Релаксационная неустойчивость ударных волн // Физикогазодинамические баллистические исследования. Л.: Наука, 1980. С. 34-42.
- 7. Светцов В.В. Нарушение стандартного режима обтекания и болид Шумава // Астрономический вестник. 2000. Т. 34. № 4. С. 331-347.
- 8. *Svetsov V.V.* Vertical regime of the flow behind the bow shock wave // Shock Waves. 2001. Vol. 11, N 3. P. 229-244.
- 9. Шувалов В.В., Трубецкая И.А. Гигантские болиды в атмосфере Земли // Астр. вестник. 2007. Т. 41. № 3. С. 241-251.
- 10. Светцов В.В. Куда делись осколки Тунгусского метеороида? // Астр. вестн. 1996. Т. 30. № 5. С. 427-441.
- Hou Q.L. et al. Platinum group element abundances in a peat layer associated with the Tunguska event, further evidence for a cosmic origin // Planet. Space Sci. 2004. Vol. 52, N 4. P. 331-340. Erratum: Planet. Space Sci. 2004. Vol. 52, N 8. P. 773.
- 12. *Kolesnikov E.M. et al.* Isotopic-geochemical study of nitrogen and carbon in peat from the Tunguska Cosmic Body explosion site // Icarus. 2003. Vol. 161, N 2. P. 235-243.
- 13. *Rasmussen K.L. et al.* Evidence for a very high carbon/iridium ratio in the Tunguska impactor // Meteoritics and Planetary Science. 1999. Vol. 34. P. 891-895.

242

Результаты телевизионного метеорного патрулирования в Одессе за 2003-2007 гг. Горбанев Ю.М.

НИИ "Астрономическая обсерватория" Одесского Национального университета E-mail: skydust@tm.odessa.ua, skydust@rambler.ru

Представлены результаты телевизионного метеорного патрулирования в 2003-2007 гг. на Одесской астрономической обсерватории. В настоящее время с помощью различных установок метеорного патруля зафиксировано более 1400 метеорных явлений. Описана структура созданной базы данных метеорного патрулирования, и ее возможности для оперативной обработки наблюдательного материала. Разработана методика обработки и создано программное обеспечение, которое позволяет проводить позиционные и фотометрические измерения метеорных изображений.

Представлены главные направления метеорных исследований, которые проводятся на Одесской обсерватории с использованием наблюдательного материала метеорного патрулирования.

Results of the TV Meteor Patrol in Odessa Obtained During 2003-2007 Gorbanev Yu.M

Scientific Research Institute "Astronomical Observatory" Odessa National University

We have presented the results of the TV meteor patrol in 2003-2007 at the Odessa astronomical observatory. At present time using the various meteor patrol equipment we have fixed more than 1400 meteor events. In this paper the structure of the meteor patrol database is described, as well as its possibilities for the quick data processing. We have created the method and elaborated the computer code that enables one to perform the positional and photometric treatment of the meteor images.

The main directions of the meteor investigations are described. They are carried out using the database collected with the help of Odessa meteor patrol

Регулярные патрульные наблюдения на станции Крыжановка Одесской астрономической обсерватории начаты в июне 2003 года и продолжаются до настоящего времени. Метеорное патрулирование осуществляется с помощью наблюдательного комплекса метеорного патруля, который включает несколько наблюдательных установок. Основная наблюдательная программа выполнялась с помощью телескопа системы Шмидта 17/30 см (диаметр коррекционной пластины/диаметр зеркала).

В качестве панорамного приемника излучения использовалась монохромная камера "Watec LCL-902K", работающая в телевизионном режиме (Puc.1). Патруль позволяет фиксировать метеорные явления с временным разрешением 0.02 с. Поле зрения системы 36 х 48 угловых минуты и проницающая величина для звезд до +12.8^m в системе V.

В наблюдательные сезоны 2005-2007 гг. проводились синхронные наблюдения с помощью телескопа Шмидта и широкоугольных камер с объек-

Мониторинг -

тивами "Уран-9", Р- 5 или КО-140. Практика метеорных наблюдений и результаты обработки показали, что наилучшим вариантом является использование объектива КО-140 (поле зрения 2 х 2.5 градуса и проницающая 11.5^m) и в настоящее время синхронные наблюдения проводятся с этим объективом (Рис.2). Временная привязка осуществляется с помощью модуля Trimble ACE III GPS. Методика и статистика наблюдений метеорного патруля подробно изложена в [1].

Кроме стационарных установок, которые ведут регулярные патрульные наблюдения на наблюдательной станции Крыжановка, существует экспедиционный метеорный патруль. Он используется во время экспедиций на остров Змеиный, как правило, во время действия метеорного потока Персеид в августе.

В 2005 году на острове был испытан метеорный патруль, состоящий из одной станции и негидируемой установки.

В 2006 году с целью проведения базисного метеорного патрулирования на острове были развернуты две наблюдательные станции. Каждая станция была оборудована палаткой для приемной аппаратуры (компьютер, видео-тюнер, ПЗС-приемник "Watec LCL-902K" работающий в телевизионном режиме).

Расстояние между двумя наблюдательными станциями составляло 75 метров. Одна из станций использовала телескоп с фокусным расстоянием 55 см и полем зрения 45х32 угловых минут (предельная звездная до 11.5^m), на



Рис. 1. Метеорный патруль на базе телескопа системы Шмидта и приемник излучения – телевизионная камера "Watec LCL-902K".



Рис. 2. Экспедиционный метеорный патруль на базе объектива КО-140 и приемника излучения – телевизионной камеры "Watec LCL-902K".

второй станции использовалась астрокамера с фокусным расстоянием 14 см и полем зрения 2 х2.5 угловых градусов и проницающей силой до 10^m.

Обе станции были оснащены параллактическими гидирующими установками с дистанционным управлением. Для синхронизации временной привязки патрулей (GPS-приемником была оснащена одна из станций) проведена компьютерная сеть, а для синхронизации работы наблюдателей станции были оснащены переговорными устройствами. Базисные станции метеорного патрулирования показали высокие тактико-технические возможности наблюдательного комплекса.

В 2007 году на острове Змеиный были проведены аналогичные наблюдения с использованием модернизированной установки для изучения июльских метеорных потоков.

По материалам 4-х летнего метеорного патрулирования и применения различных инструментов созданы 9 электронных баз данных, которые имеют единую структуру. В структуру баз данных входят наблюдательный материал (видеофильмы) и данные обработки видеофильмов (единичные снимки и комбинированные снимки метеорного явления, суммированные снимки звездных полей, файлы фоновых значений и т.д.).

После ночи метеорного патрулирования наблюдательный материал оперативно поступает в базу данных и с помощью разработанного программного обеспечения проходит автоматическую первичную обработку.

Для формирования статистики наблюдений была разработана методика и создано программное обеспечение, которое позволяет оперативно анализировать весь объем наблюдательного материала. Так как ситуация с метеорной активностью постоянно меняется, такой подход позволяет проводить сравнительный анализ поступающих наблюдений с данными прошлых лет, что очень важно для планирования будущих наблюдений и повышения продуктивности патрулирования.

В настоящее время с помощью различных установок метеорного патруля зафиксировано более 1600 метеорных явлений. Все наблюдения прошли первичную обработку, а для 70% наблюдательного материала проведена позиционная и фотометрическая обработка. Наблюдательный материал постоянно пополняется и количество зафиксированных метеоров растет. Статистика количества метеоров представлена в таблице 1.

Разработана методика и создан пакет программ обработки, который позволяет проводить позиционные и фотометрические измерения наблюдательного материала. Процедура обработки включает работу с телевизионными фильмами наблюдений и первичной обработки звездных и метеорных изображений. На следующем этапе проводится оперативный поиск и отождествление наблюденных участков звездного неба, а затем измерения звездных и метеорных изображений. Конечным этапом обработки является получение высокоточных координат точек метеорных траекторий, полюсов их больших кругов, координат радиантов, кривых блеска метеорных явлений и т.п. Методика позиционных измерений телевизионных изображений телескопических метеоров подробно изложена в [2].

Название базы данных	Период наблюдений	Количество метеоров
Шмидт Крыжановка	Июнь 2003 года по настоящее время	978
Р-5 Крыжановка	18 июля– 14 ноября 2006 г.	117
КО-140 Крыжановка	5 декабря 2006 года по настоящее время	266
Уран-9 Крыжановка	Нерегулярные наблюдения 5 ноября 2005 г10 марта 2006 г	18
Уран-9 Остров Змеиный	3-я метеорная островная экспедиция 8 августа - 27 августа 2005 г.	29
Р-5 Остров Змеиный	4-я метеорная островная экспедиция 5 августа - 24 августа 2006 г.	84
Т-1 Остров Змеиный	4-я метеорная островная экспедиция 5 августа - 24 августа 2006 г.	20
КО-140 Остров Змеиный	5-я метеорная островная экспедиция Экспедиция 8 июля - 1 августа 2007 г.	119
Т-1 Остров Змеиный	Стров Змеиный 5-я метеорная островная экспедиция Экспедиция 8 июля - 1 августа 2007 г.	
	Итого	1646

Таблица 1. Статистика метеорного патрулирования

Основные направления метеорных исследований в Одесской астроно-мической обсерватории по материалам телевизионного метеорного патрулирования затрагивают следующие вопросы:

- Статистика метеорных явлений в земной атмосфере
 Изучение областей радиации метеорных потоков
 Получение точных координат индивидуальных радиантов метеоров
 Изучение физики метеорных явлений
 Вспышечная природа рождения метеорных явлений

- 6. Метеорные "хвосты" (wake)
 7. Природа метеорного послесвечения
- 8. Изучение структуры и плотности метеорных пылевых частиц

Заключение

Практика метеорного патрулирования с использованием телескопического метода наблюдений и регистрации метеорных явлений с помощью телевизионных камер показала большие возможности для решения многих задач метеорной астрономии.

Литература:

- 1. Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В. и др. Методика и статистика телевизионных наблюдений телескопических метеоров // Астроном. Вестн. 2006. Т.40. № 5. С. 449-464.
- 2. Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В. и др. Методика позиционных измерений телевизионных изображений телескопических метеоров // Астроном. Вестн. 2008. Т.42. № 1. С. 37-53

Методика и программное обеспечение для обработки наблюдений метеорного патрулирования

Кимаковский С.Р., Горбанев Ю. М., Князькова Е.Ф.,

Шестопалов В.А., Голубаев А.В.

НИИ "Астрономическая обсерватория" Одесского Национального университета E-mail: meteor_kim@mail.ru

Представлена методика и программное обеспечение для обработки наблюдений метеорного патрулирования телевизионным методом. Методика опробована на наблюдательном материале 2003-2007 гг., полученном на Одесской астрономической обсерватории.

Программный комплекс включает такие основные компоненты:

- 1. AVICutter программа для работы с телевизионными фильмами наблюдений и первичной обработки звездных и метеорных изображений.
- Combo программа для создания на основе N кадров комбинированного снимка, состоящего из фрагментов с изображениями метеора в единой системе координат.
- 3. PSF программа оперативного поиска и отождествления наблюденных участков звездного неба.
- 4. PicScan программа для измерений телевизионных изображений метеоров.
- 5. Meteor Pole программа для вычисления полюсов больших кругов метеорных траекторий.
- 6. FROSA программа для получения координат метеорного радианта методом Станюковича по небазисным наблюдениям.

Приводятся результаты обработки наблюдательного материала.

The Method and Software for Reduction of Meteor Patrol Observations

Kimakovsky S.R., Gorbanev Yu.M., Knyazkova E.F., Shestopalov V.A., Golubaev A.V.

Scientific Research Institute "Astronomical Observatory" Odessa National University

We present the method and software for the reduction of the meteor patrol TV observations. The method was tested using the observing material obtained in 2003-2007 at the Odessa astronomical observatory.

Мониторинг -

Software consists of the following principal components:

- 1. AVICutter the program intended for the work with TV films of observations and preliminary reduction of the stellar and meteor images.
- 2. Combo the program that combines N frames into single one, which consists of the fragments with meteor images in the unified co-ordinate system.
- 3. PSF the operative search program that makes the rapid identification of the observed fields containing stellar images.
- 4. PirScan the program for measurement of the TV meteor images.
- 5. MeteorPole the program for the calculation of large circles poles position of meteor trajectory.
- 6. FROSA the program for the determination of the meteor radiant co-ordinates using the Stanyukovich method for non-basis observations.

The results of the reduction procedure are presented.

Введение

В результате метеорного патрулирования в базу данных поступают несжатые фильмы, состоящие из 50 кадров до метеорного явления, собственно кадры со штрихами и 50 кадров после метеорного явления. Каждому метеору присваивается порядковый номер. Кроме того, в базу данных вносится дата наблюдения, название AVI-фильма, код наблюдателя, время начала записи фильма (UTC), звезда гидирования по опорному каталогу (SAO, Tycho2, Hipparcos или USNO A2), экваториальные координаты центра изображения. Методика и статистика телевизионных наблюдений телескопических метеоров изложена в [1], а также в статьях данного сборника. Методика позиционных измерений телевизионных изображений телескопических метеоров изложена в [2] и в статьях, помещенных в этом сборнике.

AVICutter. Видеоматериал из базы данных проходит предварительную обработку при помощи программы *AVICutter*.



Puc. 1. AVICutter.

Puc. 2. Combo.

Околоземная астрономия - 2007

В результате обработки получаем отдельные кадры с изображением метеора, а также создаются изображения для четных и нечетных строк кадра. По кадрам, не содержащим изображение метеора, создается суммарное изображение звездного поля: для каждой точки просчитывается среднее значение интенсивности. Созданные таким образом суммированные изображения позволяют повысить проницающую способность на одну звездную величину и служат в дальнейшем для позиционных определений.

С другой стороны, среднее значение интенсивности для каждого пикселя и среднеквадратичное отклонение в дальнейшем используются для вычисления значений фона в точках, где зафиксировано метеорное изображение.

Combo. Точность измерений зависит от длины метеорного штриха на снимке, и поэтому производится предварительная обработка кадров с изображением штрихов метеора программой Combo.

Сотво создает на основе N кадров один комбинированный снимок, состоящий из фрагментов с изображениями метеора в единой системе координат, которые выбираются либо визуально оператором, либо путем полуавтоматического анализа профилей метеорных изображений на единичных кадрах. Таким образом, получается изображение единой метеорной траектории, которое и подвергается обработке.

PSF. Данная программа позволяет по номеру звезды гидирования



Puc. 3. PSF.

в подключаемом звездном каталоге проводить оперативное отождествление звездных районов. Для предварительного отождествления звездного района используется звезда гидирования из базы данных для данного метеора, а так же суммированный снимок. Далее производится совмещение изображений звезд на снимке со звездами, приведенными в прямоугольную систему координат из любого звездного каталога (SAO, Tycho2, Hipparcos, USNO-A2).

На следующем этапе обработки измеряются прямоугольные координаты опорных звезд в системе координат снимка по следующей методике. Происходит анализ изображения и отбор точек, принадлежащих звездному изображению. Для этого используются значения интенсивности пикселей фона вокруг изображения звезды и все точки, которые имеют значения интенсивности более 3 от уровня фона. Их относят к звездному изображению. Затем проводится поиск фотометрического центра изображения по формулам:

$$X = \frac{\sum (X_i \cdot I_i)}{\sum I_i}; Y = \frac{\sum (Y_i \cdot I_i)}{\sum I_i}$$
(1)

Мониторинг

где X_i, Y_i - прямоугольные координаты рабочего пиксела, I_i - интенсивность сигнала в относительных единицах.

Далее методом Тернера по 6 или 12 постоянным вычисляются невязки для опорных и контрольных звезд. Результирующий график невязок позволяет контролировать ошибки и избавляться от звезд с большими ошибками и тем самым повышать точность вычислений. Для снимков, полученных на телескопе системы Шмидта, ошибки для опорных звезд не превышают 2 угл. сек..

Результатом обработки является файл, содержащий невязки для опорных и контрольных звезд, коэффициенты метода Тернера, экваториальные и измеренные прямоугольные координаты звезд, а так же другие характеристики из звездных каталогов.

PicScan. Программа PicScan, позволяет определить траекторию метеорного штриха в прямоугольной системе координат.

Для работы используется комбинированный файл, а также среднее значение



Puc. 4. PicScan.

Puc. 5. Meteor Pole.

интенсивности и среднеквадратичное отклонение, вычисленное по суммированному снимку для вычисления значений фона в точках, где зафиксировано метеорное изображение.

Для определения метеорной траектории переходим к системе координат, связанной с продольной осью изображения метеорного штриха. Для этого вручную задаем ориентировочное положение продольной оси метеорного изображения и рабочую область. Затем производится вычисление интегрального поперечного скана в заданной рабочей области. Далее уточняем положение продольной оси по интегральному поперечному скану, задав границы области по координате, перпендикулярной продольной оси. Такая методика позволяет выделять изображения как ярких, так и наиболее слабых метеоров. Затем, уточненная продольная ось вычисляется по рабочей области, используя методику средневзвешенных фотометрических центров, аналогично формуле (1). В завершение, выделяем области на краях метеорного штриха и по ним строим поперечные сканы изображения метеорной траектории. Затем, используя возможность смещения и поворота оси изображения, добиваемся совпадения максимумов поперечных сканов метеорного штриха.

Многократные тестовые измерения показали, что для наших снимков среднеквадратичное отклонение измеренных точек от оси возрастает до 0.2 пиксела и соответствует точности, с которой определяются прямоугольные координаты звездных изображений.

Величина ошибки угла наклона оси метеорного изображения для ярких длинных метеоров составляет 0.5°, а для слабых (едва различимых метеоров) достигает значения 1,5°.

В результате обработки создается файл, содержащий прямоугольные координаты точек, принадлежащих оси метеорного изображения.

Meteor Pole. Используя результаты вышеуказанных программ, проводится расчет экваториальных координат полюсов больших кругов метеорных траекторий. Эта программа определяет также доверительные интервалы для этих значений.

FROSA. Данная программа предназначена для вычисления прямого восхождения и склонения метеорного радианта по небазисным наблюдениям, методом Станюковича [3].

Заключение

Разработан и внедрен в практику пакет программ для обработки наблюдательного материала метеорного патрулирования.

Разработанные и использованные методики, а также программный комплекс позволяют получать позиционные определения с недостижимой ранее точностью.

Для изображений звездообразных объектов величина ошибки позиционных определений составляет около 1", для метеорного протяженного изображения эта величина может принимать значение 1" для ярких и 4" для слабых метеоров. Экваториальные координаты полюсов больших кругов метеорных траекторий могут определяться с ошибкой не хуже 4" для метеорных траекторий длиной не менее 15'. Применение метода Станюковича позволяет получать экваториальные координаты точки радианта с точностью не хуже 4-5'.

Литература:

- 1. Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В. и др. Методика и статистика телевизионных наблюдений телескопических метеоров // Астрон. вест. 2006. Т. 40. №5. С. 449-464.
- 2. Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В. и др. Методика позиционных измерений телевизионных изображений телескопических метеоров // Астроном. Вестн. 2008. Т.42. № 1. С. 37-53
- 3. Станюкович К.П. Определение радиантов, скоростей и высот метеоров по односторонним фотографиям //Бюллетень всесоюзного астрономо-геодезического общества. №4. 1939. С. 3-10.

Первичная статистика метеорного видеопатрулирования на станции Крыжановка, Одесса

Князькова Е.Ф., Горбанев Ю.М.

¹НИИ "Астрономическая обсерватория" Одесского Национального университета skycomet@te.net.ua,skydust@tm.odessa.ua, skydust@rambler.ru

Подводятся первые итоги более чем 3х лет метеорных видеонаблюдений в режиме патрулирования на станции Крыжановка Астрономической обсерватории ОНУ им. И.И.Мечникова. Для формирования статистики был разработан "Электронный журнал патрулирования", анализ которого позволил получить первые итоги по временному и координатному распределению площадок патрулирования, а также сравнить полученную статистику с аналогичной для фотографических наблюдений, которые раньше проводились в Одессе. Вторым этапом стал анализ распределения полюсов метеорных траекторий полученных объектов, рассчитанных на основании разработанной цепочки комплексного ПО.

В докладе обсуждаются практические тонкости реализации подобных алгоритмов и комплексных схем обработки полученных наблюдений, а также применение полученной статистики в свете дальнейших исследований.

The Primary Statistics of the Video Meteor Observations at Kryzhanovka, Odessa

Knyaz'kova E.F.1, Gorbanev Yu.M.1

¹Scientific Research Institute "Astronomical Observatory" Odessa National University

First results are discussed after more than 3 years of the video meteor observations at Kryzhanovka, the station of the Odessa Astronomical observatory. So-called "Digital registry of meteor observations" is described. It was created specially to process meteor statistics. The analysis of the registry provides us first results of the temporal and spatial distributions of the observational areas at the celestial sphere. These results are also compared with the similar results which were obtained during previous meteor observations which were held at Odessa with photographical method. The second part of the article – is then analysis of the spatial distribution of the poles of the meteor trajectories of the registered meteor events. The calculation of the poles coordinates is carried out with the power complex sequence of self-created software.

A number of useful features of such algorithms and complex schemes of the observations processing are pointed out. The obtained statistical results are discussed as the base of the further meteor observations.

Подробное описание функционирующего с 2003 г. наблюдательного телевизионно-телескопического комплекса метеорного патрулирования в Крыжановке (станция Одесской обсерватории) приведено в работе [1]. Задача же данной статьи — подвести первичную статистику проведенных метеорных наблюдений.
Под первичной статистикой метеорного патрулирования будем понимать анализ объема затраченного наблюдательного времени, распределение по времени и другим параметрам (эклиптической долготе Солнца) наблюдательных фрагментов времени, как всех проведенных регистраций, так и удачных (с обнаруженными метеорами), а также анализ пространственного распределения центров наблюдательных площадок патрулирования на небесной сфере, как всех фрагментов патрулирования, так и только удачных. Регулярный мониторинг такой статистики позволяет без особых затрат получать весьма ценную информацию, которая необходима для оперативной коррекции и планирования наблюдательной программы. Актуальность подведения такого рода статистики заключается в том, что спецификой нашего патрулирования является, во-первых, мозаичность его во времени (мы наблюдаем 15-минутными фильмами [1]), а во-вторых, рабочее поле получаемых изображений весьма мало, около 1 градуса. Поэтому весьма важно непрерывно анализировать наблюдаемые области, особенно это актуально для изучения областей радиации слабых метеорных потоков.

Параллельно с основным результатом нашего патрулирования – регистрацией метеорных объектов, мы получаем дополнительный продукт – фильмы с ИСЗ, которые также заносим в нашу базу наблюдений. В данной работе информация по наблюденным ИСЗ будет использоваться для сравнительных целей при получении и анализе статистики метеорных регистраций.

Для накопления ряда первичной статистики мы разработали специальное программное обеспечение – базу данных «Электронный журнал патрулирования», в котором хранится для каждой ночи следующая информация: перечень наблюдателей, краткая информация о погодных условиях и состоянии оборудования, все записанные и просмотренные за эту ночь фильмы, все обнаруженные в записанных фильмах объекты. Для каждого фильма фиксируется его время записи и длительность (UTC, синхронизация с GPS), а также звезда гидирования по одному из рабочих каталогов – SAO, Tycho-2, USNO-A2. Для каждого объекта заносится информация о начале появления относительно начала фильма, типе (спутник, метеор), наименования фильма, в виде которого он будет храниться в базе, а также присваивается порядковый уникальный номер для дальнейшей идентификации.

На основании заносимой в «Журнал» информации легко можно получать итоговую статистику в виде отчетов, генерируемых за выбранный интервал времени: общие цифры затраченного объема времени патрулирования, количества записанных фильмов, зарегистрированных объектов, как метеоров, так и спутников; объемы наблюдательного времени и количество зарегистрированных объектов для каждого из участвовавших наблюдателей, а также их личный параметр успешности – время, необходимое для регистрации одного метеорного явления, и аналогично этот же параметр в целом для патрулирования; карточку наблюдательной ночи для каждой из ночей с перечнем фильмов и объектов. Данное программное обеспечение, кроме первичной статистики, выполняет еще одну немаловажную функцию – позволяет сгенерировать необходимые рабочие файлы с первичной информацией для работы всего комплекса программного обеспечения для дальнейшей обработки полученных наблюдений, в частности, для ПО PSF, Frosa и MeteorCard [3].

Всю приведенную в работе статистику мы относим к 2003-2006 гг., технически наиболее полно отображенным в базе. Рабочий инструмент – камера Шмидта. Сегодня на станции участвуют в программе метеорного патрулирования уже несколько инструментов. Для них, соответственно, полученные статистические цифры еще более красноречивы.

Приведем некоторые цифры, которые смогут охарактеризовать работу нашего проекта:

— На регистрацию одного метеорного явления в среднем тратится примерно 140 минут наблюдательного времени, т.е. в ночь. В ночь в среднем наблюдается порядка 2,5 метеоров и 3,5 спутников (с двумя инструментами примерно в два раза больше).

— На регистрацию одного спутникового явления в среднем тратится примерно 90 минут наблюдательного времени

— В ночь в среднем наблюдается около 14 фильмов (15-минутных, как правило). В год в среднем наблюдается около 2900 фильмов, 700 часов наблюдений, около 210 наблюдательных ночей. Для приморской станции это очень неплохой показатель.

— Из всего объема наблюдательных ночей около 15% можно отнести к т.н. «условно-плохим» (меньше 5 фильмов), а около 6% к т.н. «условно-отличным» (более 25 фильмов)

— Процент лжеметеоров (артефакт, птица и т.д.) составляет около 7%.

Проанализируем годичный ход количества метеорных регистраций (аналог кривой активности). Для этого построим распределение количества всех зарегистрированных фильмов от эклиптической долготы Солнца. Оно в среднем довольно однородное, так как мы стараемся наблюдать все возможные ночи. Аналогично построим распределение для всех фильмов, в которых были зарегистрированы метеорные явления (рис.1а). По сравнению с распределением для всех фильмов, распределение для фильмов с метеорами будет иметь свой характерный вид, являющийся следствием влияния хода годичной метеорной активности. Сравним с распределением, полученным для времени регистрации фотографических наблюдений, которые проводились в Одессе в эпоху МГГ [4] (рис. 1б), видеонаблюдениями любителей [6], а также радиолокационными наблюдениями разных лет, прежде всего слабых из харьковского каталога «До 12 звездной» [5]. Для удобства сравнения на графики нанесены линии действия двух крупных потоков – Персеид и Леонид Значения по оси ординат представлены в процентном соотношении ко всему объему данных (всему объему нами зарегистрированных метеоров, всему объему фотографических, видео и радионаблюдений) для удобства восприятия. Внимательный анализ данных графиков позволяет заключить, что наши наблюдения по процентному распределению чувствительности занимают промежуточное положение между фотографическими (распределения которых максимально насыщены в даты активности крупных потоков и почти нулевые вне этих дат) и радиолокационными наблюдениями (которые в среднем показывают равномерно насыщенную активность круглый год). Наши наблюдения показывают пики регистрации как на крупных потоках, так и множество мелких всплесков активности. Таким образом, такая диаграмма «годичной активности» при внимательном анализе позволяет обнаруживать слабые потоки и планировать более активную наблюдательную программу именно в предполагаемые периоды их активности.

Анализ суточного хода активности за годичный период показывает тенденцию увеличения количества зарегистрированных объектов рассмотрением как метеоров, так и спутников в первой половине ночи. При бли-



Рис. 1. Распределения зафиксированных нами метеоров (а), фотографических и видеонаблюдений (б), а также радиолокационных наблюдений (в) по долготе Солнца

рассмотрении жайшем становится ясно, что это следствие разной длины наблюдательной ночи в течение года. Распределение ночей с разным количеством зарегистрированных метеоров имеет характерный вид гиперболы – чем больше объектов было зафиксировано, тем менее таких наблюдательных ночей имеет место быть.

Что касается анализа наблюдательных площадок на небесной сфере, то для этого обратимся к рис. 2. На нем в горизонтальных и экваториальных координатах представлена карта центров наблюдательных площадок, как для всех фильмов, так и для тех, в которых были за-

Мониторинг



Рис. 2. Карта расположения центров всех и с зарегистрированными метеорами площадок патрулирования на небесной сфере в горизонтальных (а) и экваториальных (б) координатах.

регистрированы метеорные явления. Заметна определенная наблюдательная избирательность, связанная с расположением инструмента, которая напрямую сказывается и на регистрации объектов. Наиболее «неактивные» области – зенит(рис.2а). Примерно такая же картина для спутниковых явлений. При анализе рис. 2б заметно, что для областей регистрации метеоров характерно некоторое тяготение к плоскости эклиптики, у спутников такой тенденции нет.

Анализ данной карты и ее отдельных областей особенно какого-либо временного отрезка из года в год, позволяет анализировать предполагаемые области радиации слабых потоков, и достаточно просто устанавливать в первом приближении наличие какой-либо поточной активности. Дальнейший бо-

лее точный анализ требует получения координат радиантов для предполагаемой области радиации и уточнения первичных выводов. Более того, накопительный анализ наблюдательных площадок патрулирования позволяет подойти к вопросу поиска и изучения рассеянных областей метеорной радиации с другой стороны - накапливаемая информация позволяет нам не только проверять и изучать уже известные или предполагаемые области, но и самим обозначать такие области по нашей статистике. И в ее свете оперативно корректировать проводимое патрулирование.

Возникает вопрос, насколько избирательны наши наблюдения относительно распределения по небесной сфере регистрируемых метеорных явлений. Анализ карты наблюдательных площадок может позволить сделать предположение о серьезной селективности. Для этого получим распределение полюсов метеорных траекторий зарегистрированных нами метеоров. Получение полюсов – это следующий этап обработки наших на-



Рис. 3. Карта расположения рассчитанных полюсов метеорных траекторий на небесной сфере в экваториальных координатах.

блюдений. Для этого нам потребуется задействовать всю цепочку программного обеспечения, детальное описание необходимых расчетов можно посмотреть в [3], [7], [2]. Результирующая карта приведена на рис. 3 – экваториальные координаты полюсов. Как видно, полученное распределение достаточно равномерно, несмотря на селективность наблюдательного инструмента и небольшое поле зрения.

Таким образом, приведенная первичная статистика позволяет подтвердить эффективность проводимого метеорного патрулирования. Разработанная схема ее накопления позволяет оперативно корректировать программу патрулирования и полноценно решать поставленные задачи метеорной астрономии.

Литература:

- Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В., Князькова Е.Ф., Кимаковский С.Р., Кимаковская И.И., Подлесняк С.В., Сарест Л.А., Стогнеева И.А., Шестопалов В.А. Методика и статистика телевизионных наблюдений телескопических метеоров // Астроном.Вестн. 2006. Т.40. №5. С. 449-464.
- Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В., Князькова Е.Ф., Кимаковский С.Р., Кимаковская И.И., Подлесняк С.В., Сарест Л.А., Стогнеева И.А., Шестопалов В.А. Методика позиционных измерений телевизионных изображений телескопических метеоров // Астроном. Вестн. 2008. Т.42. № 1. С. 37-53
- 3. Кимаковский С.Р., Горбанев Ю. М., Князькова Е.Ф., Шестопалов В.А., Голубаев А.В. Методика и программное обеспечение для обработки наблюдений метеорного патрулирования (наст. сб.)
- Крамер Е.Н., Воробьева В.А., Руденко С.А. Опыт работы на метеорном патруле Одесской астрономической обсерватории во время МГГ. // Изв. Одесск. астрон. обсерв., 1963. вып.2. №5.
- Кащеев Б.Л., Волощук Ю.И., Кручиненко В.Г. Метеоры и метеорное вещество // отв. ред. Крамер Е.Н. Киев: Наук. Думка. 1989. 292 с.
- 6. Betlem, H.; Ter Kuile, C. R.; de Lignie, M.; van't Leven, J.; Jobse, K.; Miskotte, K.; Jenniskens, P. Precision meteor orbits obtained by the Dutch Meteor Society -Photographic Meteor Survey (1981-1993) // Astronomy and Astrophysics Supplement, 1998, v.128, p.179-185
- 7. Голубаев А.В., Горбанев Ю.М.Радианты слабых телескопических метеоров по телевизионным наблюдениям (наст. сб.)

Мониторинг

Радианты слабых телескопических метеоров по телевизионным наблюдениям

Голубаев А.В., Горбанев Ю.М.

НИИ "Астрономическая обсерватория" Одесского Национального университета E-mail: skydust@tm.odessa.ua, skydust@rambler.ru

Представлены результаты позиционной обработки наблюдательного материала, полученного с помощью телевизионного телескопического метеорного патруля Одесской астрономической обсерватории. Созданная наблюдательная аппаратура позволяет изучать не только яркую, но и слабую (до ~+11^m) компоненту метеорных потоков, а также исследовать слабые телескопические метеорные потоки, недоступные фотографическим и визуальным методам. За наблюдательный период 2003-2007 гг. с помощью метеорного патрулирования зафиксировано более 1000 телескопических метеоров. Рассматривается возможность применения метода Станюковича для определения экваториальных координат радиантов для небазисных наблюдений метеоров. Проведена оценка точности определений координат радиантов, которая составляет 4-5 угл. мин.

The Radiants of the Faint Telescopic Meteors Based on the TV Observations

Golubaev A.V., Gorbanev Yu.M

Scientific Research Institute "Astronomical Observatory" Odessa National University

We present the results of the observing material positional reduction. That material has been gathered using the TV telescopic meteor patrol of the Odessa astronomical observatory. The equipment for observations that we created enables one to obtain not only the bright but also faint (up to 11 mag.) component of the meteor streams, as well as to investigate very faint meteor streams that cannot be observed visually and photographically. During the observing period 2003-2007 we have fixed more than 1000 TV meteors. We have considered the possibility to use the Stanyukovich method for the determination of the equatorial co-ordinates for the non-basis meteor observation. Accuracy of the radiant coordinate determination is about 4-5 arcmin.

С 2003 г. в Одессе проводятся наблюдения по специальной программе с использованием светосильного телескопа системы Шмидта, в фокусе которого, установлена телевизионная камера Watec LCL-902K. Разрешающая и проницающая способности наблюдения метеоров доведены до телескопического уровня (1 угл. сек. и +11^m соответственно). Изображения метеоров сохраняются на ЭВМ в цифровом формате видеороликов (AVI-формат) [1]. Наблюдения проводятся каждую ночь силами наблюдателей метеорной группы одесской обсерватории. За 2003-2007 г.г. было зафиксировано более 1000 телескопических метеорных явлений.

Мы поставили специальные исследования возможности определения индивидуальных радиантов метеоров по небазисным наблюдениям.



Рис. 1. Комбинированный снимок из трех метеорных явлений (11 штрихов). Область радианта Alpha-Canis Majorids. Самая яркая звезда SAO 151990. Наблюдения проводились в ночь с 20 на 21 января 2006 г. Размер изображения по диагонали ~1°.

Такая задача вытекает из тех соображений, что индивидуальные радианты метеоров с наибольшей точностью можно получить только оптическим базисным методом. Но, как правило, процент базисных метеоров в таком случае очень мал (< 20%). Ранее такую задачу решали многие специалисты метеорной астрономии. Анализ различных методов показал наиболее выгодным метод, предложенный К.П. Станюковичем.

Наиболее простым способом определения потокового радианта при односторонних наблюдениях является фиксация метеоров в различных точках около предвычисленного радианта потока. На

Рис.1 приведен пример, иллюстрирующий такой метод. На рисунке показано комбинированное изображение из трех метеорных явлений (11 штрихов). Область радианта Alpha-Canis Majorids. Наблюдения проводились в ночь с 20 на 21 января 2006 г. По данным IMO (International Meteor Organization) этот поток характерен исключительно слабыми метеорами, по этой причине рекомендуются телескопические наблюдения.

Математическим путем потоковый радиант можно определить, если известны координаты точек траектории каждого из метеоров. После этого находим координаты полюсов больших кругов, проведенных по измеренным точкам метеоров. Как известно, координаты полюса большого круга, проведенного через вычисленные полюса, являются координатами потокового радианта.

В метеорной группе одесской астрономической обсерватории создан пакет программ, позволяющий проводить всевозможные позиционные измерения метеорных изображений. Результаты этих измерений применяются для вычисления координат полюсов больших кругов метеоров. Более подробно с методикой позиционной обработки метеорных изображений можно будет познакомиться в [2]. Мы только укажем, что наблюдательный и программный комплексы обеспечивают точность не хуже 4 угл. мин. в определении полюсов больших кругов для фрагментов метеорных траекторий длиной не менее 15 угл. мин.

Первый вариант "одностороннего" метода определения высот и геоцентрических скоростей метеоров был предложен К.П. Станюковичем в 1932 г.



Рис. 2. К методу определения индивидуальных координат радианта небазисного метеора. R – направление на радиант

Метод был применен в 1939 г. для обработки фотографий метеоров, полученных с обтюратором [3].

Односторонний метод требует: фиксации метеорного явления с высоким пространственным и временным разрешением; количества штрихов метеора ≥3; определения координат концов метеорного изображения с высокой точностью и необходимости проведения итерационных вычислений.

В условиях массового наблюдения метеоров эти условия были трудно осуществимы в прошлом. В нашем случае все про-

блемы автоматически снимаются. Приблизительно 35 процентов видеофильмов метеорных явлений, содержат более трех кадров.

Метод базируется на простых соотношениях устанавливающих связь линейных и угловых длин фрагментов траектории при обтюраторном способе получения изображения метеора с угловым расстоянием (элонгации) от точки радианта. С высоким временным разрешением (например, 20 мс) эти изображения можно получить с помощью телевизионной ПЗС-камеры. На Рис.2 показана схема метода, а математически связь указанных величин можно представить в виде:

$$\frac{L_m}{L_n} = \frac{\sin\phi_{1n}\sin\phi_{2n}\sin\lambda_m}{\sin\phi_{1m}\sin\phi_{2m}\sin\lambda_n} \tag{1}$$

где L_i – длина любого отрезка метеорной траектории, буквенный индекс указывает на номер отрезка пути метеора, а числовой – его начало или конец, λ_i – угловая длина отрезка, а $\Psi_{l,2i}$ – элонгация от радианта. На основании (1) Станюкович предложил соотношения, связывающие

На основании (1) Станюкович предложил соотношения, связывающие экваториальные координаты начала и конца каждого штриха метеорного изображения с экваториальными координатами индивидуального радианта данного метеора:

$$\frac{\sin(\alpha_R - \alpha_{1n})\sin(\alpha_R - \alpha_{2n})}{\sin(\alpha_R - \alpha_{2m})} = \frac{\upsilon_m}{\upsilon_n} \frac{\sin(\alpha_{1n} - \alpha_{2n})}{\sin(\alpha_{1m} - \alpha_{2m})}$$
(2)

$$\frac{\sin(\delta_R - \delta_{1n})\sin(\delta_R - \delta_{2n})}{\sin(\delta_R - \delta_{1m})\sin(\delta_R - \delta_{2m})} = \frac{\upsilon_m}{\upsilon_n} \frac{\sin(\delta_{1n} - \delta_{2n})}{\sin(\delta_{1m} - \delta_{2m})}$$
(3)

где $\alpha_R u \delta_R$ – прямое восхождение и склонение радианта; $\alpha_{ni} u \delta_{ni}$ – прямое

Околоземная астрономия - 2007

восхождение и склонение начала (n=1) или конца (n=2) метеорного штриха; υ, – линейная скорость движения метеорной частицы на участке *i*.

Мы провели некоторую модернизацию метода с возможностью вычислять координаты радианта небазисного метеора с применением ЭВМ.

На велограммах (скомбинированные из единичных снимков изображения метеоров) проводится нумерация штрихов по порядку в направлении полета метеорной частицы. Далее, для каждого пронумерованного штриха определяются координаты средних точек.

Используя уравнение (3) и изменяя значение величины δ_R в окрестности метеорного изображения, вычисляем соответствующие отношения $\frac{U_m}{U_m}$.

Искомая точка и точки середин метеорных штрихов должны лежать на одной прямой (первое приближение), и для каждой координаты δ можно вычислить коэффициент корреляции (k) для этих точек, максимальное значение которого соответствует наилучшему варианту. На построенной в виде графика зависимости вычисленного коэффициента корреляции k от склонения δ_R радианта будут наблюдаться два максимума, которые объясняются существованием двух решений для уравнения (2) или (3), поэтому при выборе координаты радианта следует учитывать направление полета метеора. Итерационный процесс оптимально проводить с переменным шагом по координате δ_{p} , по мере приближения к максимуму.

Координаты точки вычисленного радианта и точек метеорной траектории должны лежать на дуге большого круга (второе приближение), уравнение которого записывается в виде:

$$tg\delta_1\sin(\alpha_R - \alpha_2) - tg\delta_2\sin(\alpha_R - \alpha_1) = tg\delta_R\sin(\alpha_1 - \alpha_2)$$
(4)

где $\alpha_i u \delta_i$ — точки метеорной траектории. Определив значение склонения радианта, используя уравнение (3) вычисляем соответствующее значение прямого восхождения. Аналогично, используя уравнение (2), определяем прямое восхождение, а затем вычисляем склонение с помощью уравнения (4).

Возникает вопрос, какой вариант следует использовать для измеряемого метеора? Выбор уравнения (2) или (3) зависит от ориентации метеорной траектории на небесной сфере. Если перемещение (в угловых единицах) по прямому восхождению больше, чем по склонению, тогда предпочтение следует отдать вычислению прямого восхождения. В таком случае приращения угловой длины метеорных штрихов, вычисляемые в методе Станюковича, будут определяться более уверенно.

Измерения концов метеорных штрихов особенно трудоемки. Величина ошибки при этом может достигать до 3 пикселов в зависимости от вида изображения. Трудности возникают при измерениях метеорного изображе-



Рис. 3. К вычислению координат радианта метеора по одностороннему методу

ния с "хвостом", в этом случае погрешность измерений увеличивается в 2-3 раза. Для предлагаемого одностороннего метода достаточно важно получить координаты концов как можно точнее. Полученные с помощью нашего наблюдательного комплекса метеорные изображения позволяют вычислять координаты концов с точностью до 2 угл. сек..

Приведем пример вычислений координат радианта небазисного метеора (Рис 3 а, б). Для метеора № 35 за 0.3 с полета угловое смещение по склонению составляет около 26', а для прямого восхождения около 17'. Поэтому в первом приближении находим склонение радианта по формуле (3), а затем, используя (4), находим прямое восхождение радианта.

Вычисленные координаты точки видимого радианта метеора № 35 составляют по прямому восхождению 57° 3′ ±2′ и по склонению +22° 54′ ±3′. Следует указать, что вычисленные величины являются экваториальными координатами видимого радианта, отнесенными к моменту наблюдений, с координатами эпохи используемого звездного каталога Tycho-2. Указанные погрешности были определены по серии вычислений координат радианта, но в каждой серии определяли координаты концов метеорных штрихов заново. Это дало возможность оценить погрешность координат радианта, связанную с неопределенностью концов метеорных штрихов (Рис. 3 в, г). С другой стороны, эта погрешность зависит от ошибки в определении полюса большого круга метеорной траектории. По времени пролета и вычисленному положению видимого радианта метеор № 35 можно отнести к потоку Северные Тауриды (58°, +22°, период активности с 1 октября по 25 ноября).

Сравним эти координаты с координатами поточного радианта. При благоприятных условиях на коротких промежутках времени удавалось фиксировать несколько метеоров одного потока. Отберем метеоры (№№ 28, 34, 35, 36), которые наблюдались в данной области и предварительно классифицированные как Северные Тауриды.

Метеор	α _p °	δ _p °
28	349.6629	-41.9538
34	332.5038	-13.9582
35	340.3359	-28.5432
36	285.8903	55.8195

Таблица 1. Данные для расчета поточного радианта

По вычисленным координатам полюсов (Табл. 1) для этих метеоров мы определяем координаты поточного радианта, которые составляют по прямому восхождению 56° 14′ и по склонению +23° 52′. Поле радиации метеорного потока Северные Тауриды по литературным источникам порядка 5 градусов. Как видим, индивидуальный радиант метеора № 35 полученный по одностороннему методу, находится в пределах области радиации данного потока.

Заключение

Существует возможность применения метода Станюковича для определения экваториальных координат радиантов для небазисных наблюдений метеоров, зафиксированных на телескопических установках с применением телевизионной ПЗС-камеры в качестве приемника излучения. Проведена оценка точности определений координат радиантов, которая составляет 4-5 угл. мин.

Повышение точности измерений на порядок по сравнению с короткофокусными фотографическими наблюдениями метеоров, а также высокое временное разрешение явлений позволяет вернуться к решению задач метеорной астрономии, которые не были возможны раннее.

Благодарности

Коллективу метеорной группы одесской астрономической обсерватории: за неоценимое участие в процессе создания и эксплутационной поддержки метеорного патруля, получении и обработке наблюдательного материала.

Литература:

- 1. Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В. и др. Методика и статистика телевизионных наблюдений телескопических метеоров // Астроном. Вестн. 2006. Т.40. № 5. С. 449-464.
- 2. Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В. и др. Методика позиционных измерений телевизионных изображений телескопических метеоров // Астроном. Вестн. 2008. Т.42. № 1. С. 37-53
- Станюкович К.П. Определение радиантов, скоростей и высот метеоров по односторонним фотографиям // Бюллетень всесоюзного астрономо-геодезического общества. 1939. № 4. С. 3-10.

Методика телевизионных наблюдений и обработки изображений метеорного послесвечения

Шестопалов В.А., Горбанев Ю.М.

НИИ "Астрономическая обсерватория" Одесского Национального университета skymet@mail.ru, skydust@tm.odessa.ua, skydust@tambler.ru

В работе представлены первичные результаты обработки снимков метеорных явлений, зафиксированных в период с 2003 по 2007 гг. на метеорном патруле Одесской обсерватории. Объектом исследования было так называемое метеорное послесвечение - остаточное свечение, появляющееся в результате взаимодействия метеорной частицы с атмосферой Земли.

Для обработки наблюдательного материала были разработаны методики и создано программное обеспечение, позволяющее получить некоторые характеристики метеоров и их послесвечений (угловые размеры, яркость, продольные и поперечные профили, время существования). Для фотометрических измерений метеорных изображений в абсолютных единицах используется калибровочная зависимость, построенная по фотометрии звездных изображений.

Исследуются зависимости характеристик метеоров и их послесвечений.

Method of the TV Observations and Reduction of the Images of the Meteor Afterglow

Shestopalov V.A., Gorbanev Yu.M.

Scientific Research Institute "Astronomical Observatory" Odessa National University skymet@mail.ru, skydust@tm.odessa.ua, skydust@rambler.ru

This work presents preliminary results of the processing of the meteor event images secured during 2003-2007 with the help of Odessa astronomical observatory meteor patrol. Investigated object was so called meteor afterglow that is residual light emission caused by an interaction between meteor particle and Earth's atmosphere.

For the observing material processing we have created special methods and the necessary software that enables to obtain some meteor characteristics and afterglow properties (such as angular sizes, brightness, longitudinal and transversal profiles, the lifetime).

For the aim of photometric processing of the meteor images in the absolute scale we have used special calibrating relation based on the photometry of the stellar images. Some dependencies between meteor characteristics and their afterglow are studied.

Введение

Метеор – явление взаимодействия космической пылевой частицы с атмосферой Земли. Пылевая частица входит в атмосферу Земли на высоте 120-80 км со скоростью от 11.2 до 72 км/с. Благодаря высокой скорости это явление можно наблюдать с поверхности планеты. Обычно метеорное изображение состоит из головы, или "комы", т.е. светящихся газов вокруг самой частицы, и "хвоста" – свечения тыльной части метеора. У некоторых метеоров наблюдается такое явление как послесвечение.

Метеорное послесвечение (далее МП) представляет собой остаточное свечение, связанное с пролетом метеора: т.е. метеор уже пролетел, а свечение на траектории его пролета еще продолжается. В англоязычной литературе используется несколько терминов, обозначающих МП и часто употребляемых в качестве синонимов (train, trail, afterglow). Проблема в том, что физическая природа этого явления мало изучена, поэтому такие классификации достаточно условны. В [1] приведена классификация на основе терминологии в литературе по метеорам (начиная с Миллмана, Холлидея и др.), и учитывающая современные представления о взаимодействии метеороида с атмосферой Земли:

- meteor wake (метеорный волновой след) – свечение за головой метеора, которое движется с метеором и образует хвост;

- short-duration meteor train (кратковременное МП) – МП, имеющее характерное время существования от долей до нескольких секунд; часто наблюдается у визуальных метеоров и у быстрых метеоров, зафиксированных при помощи видеоаппаратуры; также присутствует у слабых метеоров от +4^m и слабее;

- persistent long-duration meteor train (устойчивое долговременное МП) – МП с временем существования от 3 секунд и более (до нескольких часов в редких случаях); существует у быстрых и ярких метеоров (включая болиды);

- daytime dust train (дневное пылевое МП) – свечение, связанное с пролетом очень яркого метеора (болида) в дневное или сумеречное время суток;

- meteor ionization train (ионизационное МП) – ионизационный след, фиксируемый при радиолокационных наблюдениях.

Самым простым методом наблюдений МП является визуальный метод. Однако данные, полученные визуально носят больше статистический, чем физический характер, и отягощены большими погрешностями.

В 1885 г. в Праге был сфотографирован первый метеор. С этого времени до сегодняшнего момента было зафиксировано несколько десятков тысяч метеорных изображений. Однако это никак не продвинуло изучение МП в силу специфики процесса получения фотографии – за время экспозиции МП накладывалось на изображение самого метеора и отделить их друг от друга не представлялось возможным. Единственное исключение составил метод мгновенной экспозиции, разработанный Е.Н. Крамером и П.Б. Бабаджановым [2] в 1964 г., основанный на уменьшении времени экспозиции с помощью вращающегося затвора (обтюратора). Длительность каждой экспозиции составляла порядка 10⁻³-10⁻⁴ с, и когда в поле зрения камеры оказывался метеор, то на одном снимке получалось несколько десятков "мгновенных" изображений метеора, в промежутке между которыми иногда наблюдалось МП. Однако при таких наблюдениях фиксировались только очень яркие метеоры.

В 60-х гг. прошлого столетия начинаются телевизионные наблюдения метеоров на отдельных камерах, а также на метеорных патрулях (метеорный патруль – система из одной или нескольких камер, перекрывающих зна-

чительную часть неба, и работающая в постоянном режиме). Такие системы позволяли получать временное разрешение до 25 кадр/с. Видеокамеры на основе ортиконов, изоконов и т.п., обладали большой инерционностью при фиксации движущегося объекта и не позволяли достоверно зарегистрировать "хвост" метеора и его послесвечение.

Появление ПЗС-камер, работающих в телевизионном режиме, совместно с оптическими системами, позволило получать изображения метеоров и их послесвечений с достаточным пространственно-временным разрешением, и не страдающие инерционностью. Одной из таких систем является метеорный патруль на базе телескопа системы Шмидта и ПЗС-матрицы, работающей в телевизионном режиме. Метеорный патруль установлен на наблюдательной станции Крыжановка Одесской обсерватории [3]. Его краткие характеристики:

- телескоп системы Шмидта (17/30 см, фокус 50см);

- монохромная ПЗС-матрица Watek LCL-902K, частота кадров 25 кадр/с;

- TV-тюнер;

- поле 36'*48', масштаб 3.8"/пиксел;

- предельная звездная величина +12.8^m.

С 2003 по 2007 гг. было зафиксировано около 1000 метеоров. Около 20% из них имеют послесвечение. На Рис.1. приведен пример послесвечения метеора №0914.



a) c) Рис.1. Пример послесвечения метеора №0914: а) изображение "родительского метеора"; б) послесвечение на 2-м кадре после пролета метеора; в) послесвечение на 3-м кадре после пролета метеора.

б)

Обработка

Обработка изображений МП, полученных Метеорным патрулем, включает получение позиционных и фотометрических характеристик. Авторами были разработаны методики и создано программное обеспечение по получению таких параметров, как время существования, характерные размеры, яркость и пр.

Cross-scan метод

Метод поперечных сканов (cross-scan) позволяет, во-первых, доказать

Околоземная астрономия - 2007



Рис. 2. а) проецирование пикселов на сторону рабочего окна; б) поперечный скан – зависимость расстояния от угловой точки от интенсивности пиксела

существование послесвечения у метеора, во-вторых, получить ширину, время существования, смещение послесвечения относительно траектории метеора.

Основная идея состоит в том (Рис.2. а)), что все пикселы, попавшие в рабочее окно, выделяемое оператором, проецируются на одну из сторон рабочего окна, перпендикулярную оси, и вычисляется расстояние до угловой точки. В итоге (Рис.2. б)), получается "поперечный срез" выделенной области, который впоследствии обрабатывается.

Траектория метеора

Основной привязкой для получения параметров метеора и его послесвечения служит траектория метеорного явления. Для нахождения траектории была написана программа PicScan (Picture Scanning – сканирование изображения). Ее основные этапы.

Этап 1. Первое приближение. Оператор вручную, "на глаз", проводит приблизительную траекторию. Далее оператор выбирает один из 2-х методов поиска рабочего окна, в котором будет проходить вычисление "истинной"



Рис. 3. Зависимость среднего значения интенсивности от угла поворота

траектории.

Этап 2а. Сканирование. Начальные параметры сканирования – шаг смещения в направлении, перпендикулярном оси, максимальный угол поворота, шаг смещения по углу поворота. Рабочее окно перемещается в направлении, перпендикулярном оси, и при этом происходит поворот по углу [4]. В каждом положении вычисляется среднее значение по пикселам, попавшим внутрь рабочего окна. В результате получается

Мониторинг -

зависимость среднего значения от угла поворота (Рис.3). Далее оператор выбирает наилучшее положение рабочего окна и производит вычисления.

Этап 26. Корректировка. Основной смысл корректировки при поиске наилучшего положения рабочего окна состоит в том, чтобы Cross-scan методом совместить концы метеорного изображения. Для этого оператор выделяет на противоположных концах метеорного изображения рабочие окна, и далее, меняя их положения и угол наклона относительно оси, добивается максимального совпадения поперечных сканов концов метеорного изображения.

Этап 3. Вычисление. Вычисление точек траектории происходит в рабочем окне, полученном на предыдущих этапах. Начальные параметры вычислений – шаг смещения по оси и радиус захвата **R**, т.е. в каждой окружности радиуса **R** с центром на оси вычисляются координаты фотометрического центра по формулам:

$$X = \frac{\sum (X_i \cdot I_i)}{\sum I_i} ; Y = \frac{\sum (Y_i \cdot I_i)}{\sum I_i}$$
(1)

где X_i , Y_i - прямоугольные координаты рабочего пиксела, I_i - интенсивность сигнала в относительных единицах.

Выделение послесвечения и определение "времени жизни"

Для выделения послесвечения и определения такой характеристики как продолжительность существования была разработана методика и написана программа SepTra 1.01.

В ее основе лежит идея вычитания фона, накопленного по 50 предыдущим до метеора кадрам, из кадров с метеором и послесвечением. На первом этапе вычисляется среднее распределение интенсивностей по фону снимков.



Рис.4. Зависимость средней интенсивности от номера снимка для метеора №0769

-Околоземная астрономия - 2007

Затем для каждого исследуемого снимка (метеор, послесвечение) вычисляется свое распределение интенсивностей и сравнивается со средним распределением. При этом вычисляются следующие характеристики – среднее значение выделенного участка, на котором происходят вычисления, моменты распределений, смещение относительно центра. На Рис.4 представлена зависимость среднего значения выделенного участка от номера кадра для метеора №0769 (значение для снимка с метеором лежит за пределами приведенных на графике значений оси Y). Из графика видно, что послесвечение для метеора №0769 существует не менее минуты.

Заключение

В результате проделанной работы можно сделать следующие выводы:

- на снимках телевизионных телескопических метеоров, полученных Метеорным патрулем Одесской обсерватории на станции Крыжановка, зафиксировано метеорное послесвечение;

- для обработки наблюдательного материала были разработаны методики и создано программное обеспечение, позволяющее получить некоторые характеристики метеоров и их послесвечений (угловые размеры, яркость, продольные и поперечные профили, время существования)

Литература

- *1. Meteor Trains* Terminology and Physical Interpretation. Jiri Borovicka. Journal of the Royal Astronomical Society of Canada. Vol. 100. Issue #5. p.194. 10/2006.
- 2. Бабаджанов П.Б., Крамер Е.Н. Методика и некоторые результаты фотографических исследований метеоров. М. АН СССР. 1963. 142. 268.
- 3. Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В. и др. Методика и статистика телевизионных наблюдений телескопических метеоров // Астроном. Вестн. 2006. Т.40. № 5. С. 449-464.
- 4. Горбанев Ю.М., Голубаев А.В., Жуков В.В. и др. Методика позиционных измерений телевизионных изображений телескопических метеоров // Астроном. Вестн. 2008. Т.42. № 1. С. 37-53

Метод измерения экваториальных координат объекта Карташова А. П. Институт астрономии РАН

E-mail: akartashova@inasan.ru

Приводится метод измерения небесных координат объектов в единичном кадре ишрокоугольной телевизионной системы. Метод позволяет измерять экваториальные координаты объекта при ограничениях, вызванных условиями наблюдения, например при частичной облачности, при малом количестве звезд и при больших искажениях координатной сетки в кадре, что затрудняет использование других методов.

Мониторинг

The Method of the Definition of Equatorial Coordinates of Objects Kartashova A.P.

Institute of astronomy of Russian Academy of Science E-mail: <u>akartashova@inasan.ru</u>

We present the method of the definition of equatorial coordinates of objects in the single frame of the wide-angle system. This method allow us to define of equatorial coordinates of a meteor in the case of some restrictions during the observations, for example in the case of partially cloudy weather, small amount of stars or the big distortions of a coordinate grid in the frame. These restrictions do not allow to using the know methods.

При измерении координат объекта в кадре необходимы опорные точки для точного перехода от системы координат кадра к небесным координатам. Ими являются изображения звезды с известными координатами [1,2]. При использовании широкоугольной телевизионной системы необходимо не только достаточное количество опорных точек в кадре, но так же опорные точки должны окружать объект на минимальном расстоянии. На рисунке 1 показан пример, когда в кадре недостаточное количество звезд. На рисунке 2 приведен пример, когда вблизи определяемого объекта вообще нет опорных точек. Большим квадратом на рисунке обозначена область, где требуется иметь не менее трех звезд для измерения координат объекта (в маленьком квадрате), чтобы получить приемлемую точность.





Рис. 1 Пример кадра с объектом, вблизи которого малое количество опорных звезд

Рис. 2 Пример кадра с объектом, вблизи которого нет опорных точек

Метеорные наблюдения проводятся патрульными камерами, сохраняющими свою ориентацию относительно сторон горизонта. Тем самым каждая точка кадра такой камеры имеет однозначные азимутальные координаты A и h. Мы предлагаем использовать наблюдаемые положения звезд в кадре для составления таблицы перевода координат точек кадра (x_i,y_i) непосредственно в экваториальные координаты (t_i, δ_i).







Рис. 4 Поле с опорными точками для измерения координат объекта обведенного кругом.

Таблица должна быть построена на основе измерений большого числа звезд на кадре. Большое количество звезд в кадре можно получить, если использовать координаты звезд, смещающихся по кадру вследствие суточного движения.

На рис.3 показано поле камеры со звездами, полученное за одну ночь наблюдений на неподвижной камере. Обеспечить заполнение оставшихся промежутков достаточным количеством опорных точек можно, измерив звезды на кадрах, полученных в другие ночи.

На рисунке 4 показано поле с полученными опорными точками вблизи измеряемого объекта. В итоге получаем ряд опорных точек, которые плотно распределены по кадру. Это позволяет выбрать точки вблизи определяемого объекта для вычисления его координат.

Первым этапом обработки результатов телевизионных наблюдений астрономических объектов является получение экваториальных координат точек в кадре. Для этого измеренные прямоугольные координаты звезд в системе кадра переводятся в экваториальные координаты, таким образом получаем набор прямоугольных и экваториальных координат звезд. Для полноты заполнения кадра опорными точками производим измерения необходимого количества прямоугольных координат точек на кадре. Экваториальные координаты полученных опорных точек получаем путем редукции, основанной на связи прямоугольных и экваториальных координат звезд в кадре [1,2].

Из длинного ряда наблюдений выбираем кадры через произвольный интервал времени таким образом, чтобы можно было получить желаемую плотность опорных точек (x_i,y_i) по всему кадру.

Для каждой звезды выписываются из каталога экваториальные координаты и измеряются прямоугольные координаты (x_i,y_i). Сохраняем данные в сводной таблице. Пример сводной таблицы, составленной за одну ночь, приведен ниже (Таблица 1).

Мониторинг -

Затем для каждой опорной точки с измеренными прямоугольными(x_i,y_i) и экваториальными (α_i , δ_i) координатами на момент Ті производим переход от 1-й экваториальной системы координат (α_i , δ_i) к 2-й эваториальной (t_i, δ_i). На момент Ті для каждой опорной точки вычисляется часовой угол t_i. Полученные во второй системе экваториальные и прямоугольные координаты опорных точек записываем в сводную таблицу (Таблица 2). В результате получаем таблицу связи прямоугольных координат со второй экваториальной системой координат (t_i, δ_i) [2].

№	<u>& (h)</u>	<u>ଚ</u> (°)	x (px)	y (px)
1	11,164	44,477	94	263
2	11,066	61,729	136	48
3	11,034	56,361	130	118
12	10,376	41,479	197	306
13	9,8833	25,988	294	514
21	9,5522	51,659	281	180
22	9,0651	47,141	341	222
23	9,0151	41,768	361	280
50	7,5809	31,880	575	317

Габл. 1. Сравнительная таблица	Табл. 1. Сравнительная таблица
координат опорных точек (х,у) и (α,δ)	координат опорных точек (x,y) и (t,δ)

№ зв	t(h)	8 (°)	X	v
1	21,69	44,4	94	263
2	21,78	61,7	136	48
3	21,82	56,3	130	118
12	22,47	41,4	197	306
13	22,97	25,9	294	514
21	23,29	51,6	281	180
22	23,79	47,1	341	222
23	23,84	41,7	361	280
50	25,27	31,8	575	317

Координаты объекта (x_0, y_0) могут быть редуцированы в координаты (t_0, δ_0) методом интерполяции данных в построенной таблице.

Точность метода

Для проверки точности определения координат предложенным методом проводилось измерение координат звезд по табулированным опорным точкам кадра. Точность метода зависит от плотности опорных точек в окрестности объекта. Измерения показали, что при плотности опорных точек ~30-10 на кв. градус точность измерения составляет 6 угловых минут. Эта величина соответствует угловому размеру единичного пикселя в кадре. Таким образом, предложенный метод определения координат обеспечивает их измерение с точностью, сопоставимой с угловым разрешением используемого приемника и с ошибкой наведения на центр изображения звезды (объекта).

Вывод

Предложенная методика позволяет получать точные координаты то-

чек метеора, зарегистрированного широкоугольными камерами, независимо от вносимых ими геометрических аббераций, т.е. применять и в гибридных системах. Данная методика применима для наблюдений в условиях частичной облачности, в условиях малого количества звезд на кадре и в других особых случаях, когда невозможно использовать известные в астрометрии методы определения координат объекта.

Работа поддержана грантами РФФИ 06-02-16365.

Литература

1. Бугославская Е. Я., Фотографическая астрометрия. М.: ОГИЗ, 1947.

2. Куликов К. А. Курс сферической астрономии, М. 1961

Использование космических средств контроля околоземного пространства для обнаружения опасных космических объектов

Багров¹ А.В., Кислицкий² М.И. ¹ИНАСАН, ²ФГУП «КБ «Арсенал» E-mail: ¹abagrov@inasan.ru, ²kbarsenal@petelink.ru

В ФГУП «КБ «Арсенал» ведётся проработка малого космического аппарата (МКА) для оперативного контроля обстановки в околоземном пространстве с помощью телевизионной техники. Предполагаемое аппаратное оснащение спутника ставит целью обнаружение находящихся на околоземных орбитах тел с видимой яркостью до $14^{\rm m}...16^{\rm m}$ при произвольном направлении движения тел и до $21^{\rm m}...22^{\rm m}$ в режиме отслеживания предполагаемого движения. Телевизионная камера МКА попутно будет регистрировать метеороидные тела с видимой яркостью не ниже $13^{\rm m}$ при произвольном направлении. Тела размером 30 м будут обнаруживаться на удалении лунной орбиты, а более крупные - на расстоянии до нескольких миллионов километров от Земли. Таким образом, МКА обеспечит принципиальную возможность обнаружения опасных космических объектов (ОКО) за 3-5 суток до их максимального сближения с Землей.

Предполагается наземная поддержка космических наблюдений наземными телескопами как для точного измерения параметров движения ОКО, так и для исследования их физических свойств. Рассмотрен технический облик МКА на базе унифицированной космической платформы «Нева».

Application of the near-Earth space monitoring spacecraft for detection hazardous space objects Bagrov A.V.¹, Kislitsky M.I.²

¹INASAN, ²DB Arsenal

Arsenal Design Bureau works out a development of small spacecraft (SSC) for National Space Control Survey. Proposed observation equipment is oriented to detection of any object on near-Earth orbit at arbitrary visible movement and up to 21^m...22^m in tracking mode. Its TV-camera will register as by-product meteoroids with visible brightness above

Мониторинг

13^m at arbitrary fly direction. 30-meter bodies would be detected at distance of lunar orbit, as well as larger hazardous object can be detected at distance of several billion kilometers from the Earth. So space observation technique will allow early warning about appearance of hazardous bodies at 3-5 days before closest encounter with the Earth.

The Earth-based observations seems to be necessary part of supplying of space observations for increasing of accuracy of observed orbital parameters of the hazardous object and for investigations of its physical properties. A preliminary design of SSC based on NEVA unified space platform is considered.

В ФГУП «КБ «Арсенал» ведётся проработка малого космического аппарата (МКА) для оперативного контроля обстановки в околоземном пространстве с помощью телевизионной техники. Рассматриваются два варианта баллистического построения космической системы «Звёздный патруль».

В одном варианте МКА выводится на орбиту высотой 34000 км с нулевым наклонением, названную субгеостационарной (СГСО). Идея использования для этих целей СГСО принадлежит ФГУП «ЦНИИМАШ». Аппаратное оснащение спутника ставит целью обнаружение находящихся на близких к геостационарной орбите тел с видимой яркостью до 14^m...16^m при произвольном направлении их движения (без пропусков), и до 21^m...22^m в режиме отслеживания предполагаемого движения. Планируется проведение поисковых обзорных наблюдений области геостационарной орбиты (ГСО) шириной 26° (т.е. для всего диапазона наклонений устойчивых орбит) методом пошагового сканирования перпендикулярно плоскости орбиты с эффективным временем накопления 0,13 с. В режиме отслеживания видимого движения время накопления единичного кадра возрастет до 20 с. За счёт разности периодов обращения на ГСО и СГСО МКА обеспечивает просмотр всей ГСО в течение ~14 суток.

Телевизионная камера МКА попутно будет регистрировать метеороидные тела с видимой яркостью не ниже 13^m при произвольном направлении их движения. Метеороиды в потоках в местах их встречи с Землей имеют геоцентрическую скорость от 11 до 70 км/с. Видимая угловая скорость движения метеороида в поле зрения патрульной камеры будет зависеть как от направления его движения, так и от расстояния до него. Наиболее неблагоприятный случай имеет место при движении тела в направлении, ортогональном лучу зрения, когда скорость видимого углового перемещения тела максимальна. При этом эффективная величина экспозиции изображения собственно объекта будет определяться временем его пребывания в элементе разрешения приемника. Исходя из очевидного положения, что максимальная проницающая сила для подвижных объектов достигается при видимой угловой скорости его движения, равной угловому размеру элемента разрешения деленной на время экспозиции кадра, можно получить мажоритарную оценку обнаружительной способности патрульной камеры. В приведенных оценках принята геоцентрическая скорость метеороидов 60 км/с, альбедо (отражательная способность

поверхности метеороидов) 0,1. При оценке угловой скорости прицельное расстояние (величина максимального сближения тела с Землёй) принималось равным 10 тыс.км. Для таких параметров метеороидов при проницающей силе телекамеры 14^{тм} тела размером 10 м будут обнаруживаться на удалении лунной орбиты, а более крупные - на расстоянии до нескольких миллионов километров от Земли. Таким образом, МКА обеспечит принципиальную возможность обнаружения опасных космических объектов (ОКО) за 3-5 суток до их максимального сближения с Землей. Реальная проницающая сила камеры должна быть несколько выше приведенных оценок, главным образом из-за того, что программа обнаружения движущихся объектов должна учитывать не просто обнаружение точечного изображения в единичном кадре, а обнаружение смещающегося изображения в серии соседних кадров.

Во втором варианте МКА функционирует на низкой круговой орбите с высотой 800 км и нулевым наклонением. Патрульная камера будет обозревать приэкваториальную круговую полосу шириной 25°. Она представляет очень небольшую часть небесной сферы, в любой точке которой могут оказаться ОКО. Эффективное обнаружение ОКО (то есть на максимальных расстояниях от Земли, достаточных для раннего предупреждения о возможной опасности) может иметь место только в наблюдаемой полосе. При этом в процессе обзора могут быть обнаружены и пересекающие полосу метеороиды. Они не являются опасными, так как их траектории не проходят через нашу планету. Тем не менее, сам факт наблюдений метеороидов в непосредственной близости от Земли имеет очень большое значение для исследования потоков вещества в Солнечной системе и для выявления семейств орбит, по которым могут двигаться ОКО. Возможности обнаружения движущихся с большой угловой скоростью метеороидов патрульной камерой довольно ограничены. Принимая величину угловой скорости 0,3'/сек, получаем расстояние до движущегося с такой скоростью метеороида 700000 км. На таком удалении патрульной камерой могут наблюдаться тела размером свыше 50 м. Правда, подтвердить обнаружение такого метеороида на следующем витке патрульного МКА вряд ли удастся: метеороид пересечет полосу наблюдения как раз за время одного периода обращения КА (но это может быть обеспечено при наличии орбитальной группировки МКА).

Патрульная камера на МКА решает только задачу обнаружения подвижных целей и грубой оценки параметров их движения. Точность определяемых угловых положений объектов на патрульной камере примерно равна угловому размеру элемента разрешения приемника и составляет ~20". По полученным в процессе наблюдения положениям объекта можно приблизительно оценить его возможную принадлежность к каталогизированным КА. Если подобная оценка оказывается сомнительной, или в месте наблюдения совсем не может быть никаких КА, то задача независимых наблюдений является просто необходимой. Проблема подтверждения обнаружения в околоземном пространстве объекта актуальна для всех ОКО. Наиболее надежным способом такого подтверждения явилось бы наблюдение этого же объекта из другого пункта наблюдения. Предполагается наземная поддержка космических наблюдений наземными телескопами, подобно тому, как это делается роботизированными наземными телескопами для наблюдения открытых космическими обсерваториями рентгеновских транзиентов. Среди российских астрономических обсерваторий лишь немногие располагают соответствующими инструментами; фактически, это те, которые и сейчас заняты наблюдениями ГСС для отечественной службы контроля космического пространства. Поскольку все обсерватории уже имеют надежную связь через Интернет, оперативная передача целеуказаний по обнаруженному объекту не представляет трудности. Наземные наблюдения с телескопами сравнительно большой апертуры (свыше 60 см) обеспечивают точность измерения угловых положений до 1...2". Помимо подтверждения факта существования неизвестного объекта, наземные



Рис. 1. Космическая платформа «Нева».



Рис. 2. МКА «Звёздный патруль». Телевизионная камера может быть развернута в направлении "вперед", "вверх" и "назад", тогда как антенны всегда ориентированы на Землю.

инструменты призваны обеспечить точное измерение параметров его движения, а в случае признания его ОКО, - получить длинные ряды измерений для определения точных орбитальных параметров. Наиболее рациональным было бы использование для этой цели роботизированных телескопов. Вопрос об их строительстве стоит достаточно остро, и можно ожидать, что орбитальный патрульный КА получит поддержку именно от таких оперативных роботизированных телескопов. Помимо координатных измерений с высокой точностью, наземные телескопы, оснащенные системой анализаторов света, будут использованы для исследования физических свойств ОКО.

МКА планируется создавать на основе унифицированной малой космической платформы (КП) «Нева», разрабатываемой ФГУП «КБ «Арсенал». Путём оснащения КП «Нева» модулями полезной нагрузки различного назначения планируется создавать МКА для решения широкого круга прикладных и научных задач. В настоящее время на основе этой КП ФГУП «КБ «Арсенал» ведёт проработку и продвижение ряда проектов космических систем дистанционного зондирования Земли, а также комплексов научного назначения. Базовая конфигурация КП ориентирована на функционирование на низких орбитах высотой до 1100 км, однако при относительно небольших доработках КП может быть модифицирована для функционирования на высоких орбитах, включая ГСО. В дальнейшем на базе КП «Нева» могут создаваться КА для функционирования на орбитах вокруг Луны и планет Солнечной системы. Общий вид КП приведён на рис.1, основные характеристики – в таблице 1.

	Наименование	Значение
1.	Масса КП, кг	150
2.	Масса полезной нагрузки, кг	до 150
3.	Средняя мощность, выделяемая для	не менее
	питания полезной нагрузки, Вт	100
4.	Точность ориентации, град	0,05
5.	Точность угловой стабилизации,	0,001
	град/с	7
6. Срок активного существования, год		

Таблица 1. Основные характеристики КП «Нева»

Проведённые ФГУП «КБ «Арсенал» и ИНАСАН проработки показали возможность создания космической системы «Звёздный патруль». Полная масса МКА «Звёздный патруль» составит ~ 300 кг. Общий вид МКА в варианте СГСО приведён на рисунке 2.

Таким образом, наряду со слежением за космическим мусором, искусственными спутниками Земли и оптическими транзиентами, МКА «Звёздный патруль» способен давать информацию, необходимую для обнаружения ОКО. Представляется, что использование КС прикладного назначения для контроля ОКО способно повысить эффективность контроля и снизить потребные затраты в сравнении с вариантом решения рассматриваемых задач исключительно специализированными космическими средствами.

Комплекс «телескоп Цейсс- 1000» НИИ КРАО (п. Голубой Залив, гора Кошка) и перспективы его развития. Крючков¹ С.В., Николенко² И.В.

¹ИНАСАН, ²НИИ «КрАО». E-mail: <u>skruch@inasan.ru</u>, <u>niki@simeiz.ylt.crimea.com</u>

Телескоп Цейсс-1000 работает в Симеизе с 1989года. За это время сотрудниками ИНАСАН и КрАО было проведено несколько его модернизаций. Была заменена большая часть электронного оборудования. В настоящее время продолжаются работы по расширению возможностей телескопа и улучшению условий для наблюдений.

Мониторинг

A complex "telescope ZEISS-1000" SRI CrAO (Goluboj Zaliv, mountain Koshka) and prospects of its development.

Kryuchkov¹ S.V., Nikolenko² I.V. ¹INASAN, ²SRI "CrAO".

The telescope Zeiss-1000 works in Simeiz from 1989. For this time several stages of equipment's modernization had been carried out. The most part of the electronic equipment has been replaced. Works on expansion of opportunities of a telescope and improvement of conditions for supervision now proceed.

В конце 80-х годов на Симеизской обсерватории был установлен 1-м телескоп фирмы Carl Zeiss Jena (Цейсс-1000). Телескоп был смонтирован в башне, построенной в 1925 году для 1-м рефлектора английской фирмы «Grabbe» (рис.1).



Рис.1 Башня 1-м телескопа в 20-е годы и в наши дни. Телескоп Цейсс-1000 представляет собой оптическую систему Ричи-Кретьена-Кудэ зеркалом диаметром 1016мм и фокусом 13,3м (рис.2).



Puc.2 Телескоп ZEISS-1000.

Он смонтирован на английской монтировке, оснащённой приводами, позволяющими вращать телескоп по часовому углу и склонению с четырьмя дискретными скоростями, от 1'/мин до 120°/ мин. Отдельный двигатель используется для часового ведения. Положение телескопа определялось 24-х разрядными абсолютными угловыми датчиками. Система управления базировалась на специализированной ЭВМ «Vilati» (Венгрия) и имела три пульта управления (главный, в фокусе Кудэ, в фокусе Кассегрена).

Наблюдения начали проводиться с 1988 года. Основная тематика наблюдений - позиционные и фотометрические наблюдения геосинхронных спутников, поисковые наблюдения крупных тел в метеорных и болидных потоках, позиционные наблюдения и фотометрия астероидов, сближающихся с Землей, а так же наблюдения по другим программам. В качестве светоприёмной аппаратуры используются ПЗС-матрицы ST-6, S3C, Apogee Alta.

С первых лет эксплуатации телескопа появились проблемы с управляющей системой «Vilati» - периодические отказы в работе, сложности в ремонте из-за устаревшей элементной базы. Было принято решение переделать систему управления с использованием персонального компьютера. В 1992 – 93 годах такая система была создана на основе 286-го компьютера и модулей КАМАК. Однако в ней оставалось большое количество узлов от старой системы, которые работали ненадежно.

В 2000 году она была заменена на новую, разработанную в Институте астрономии РАН. В настоящее время система управления телескопом Цейсс-1000 включает в себя релейный шкаф от «Vilati», персональный компьютер с дополнительными адаптерами ввода-вывода и комплекс управляющих программ (рис.3).



Рис.3 Структурная схема системы управления

Система создана на базе персонального компьютера Pentium. Минимальная конфигурация на момент создания системы: CPU – Pentium II-500, RAM – 32Mb, HDD – 2Gb, Windows95. В настоящее время, в связи с внесением дополнительных функций в управляющую программу, используется более мощный компьютер (Pentium III – 1000).

Для выдачи управляющих сигналов и ввода информации с датчиков использованы адаптеры дискретного ввода-вывода для шины PCI фирмы ICP DAS. Адаптеры имеют высокую нагрузочную способность по выходным линиям, что позволяет управлять реле без дополнительных согласующих устройств. Оптроны, стоящие на входах, позволяют подключать устройства, удаленные более чем на 20м. Это позволяет подключать датчики положения непосредственно к адаптерам и исключить из системы последовательный интерфейс датчиков.

Блок пусковых реле и часового ведения оставлен от «Vilati» и модернизирован частично. В нем заменен генератор часового ведения.

Для синхронизации времени используется GPS приёмник Trimble Lassen.

Управляющая программа написана на языке Delphi. Программа работает под Windows9X, 2000, XP и имеет удобный пользовательский интерфейс (рис.4). Программа осуществляет индикацию на мониторе всемирного и звездного времени, координат наведения телескопа (часовой угол, прямое восхождение, склонение и зенитное расстояние). Опрос и индикация датчиков положения производится раз в 200 мс. Оператор, нажимая соответствующие кнопки, может управлять движением телескопа с разными скоростями, включать часовое ведение, фокусировать телескоп, управлять движением купола. Предусмотрено управление телескопом и с пульта Кассегрена. Программа осуществляет блокировку движения телескопа в случае возникновения опасных ситуаций и информирует об этом оператора.



Рис.4 Пользовательский интерфейс управляющей программы.

Система управления постоянно улучшается и в настоящее время превосходит по своим сервисным возможностям оригинальную систему на базе «Vilati». В частности, реализованы ведение журнала наблюдений с фиксацией времени и координат телескопа в файл, автоматическое позиционирование телескопа по координатам, ведение объекта по эфемериде (из файла).

В последние годы много проблем возникало из-за неудовлетворительной работы угловых датчиков, которые приходилось многократно ремонтировать. В 2007 году один из них, установленный на часовой оси был заменен на новый. Это абсолютный многооборотный энкодер немецкой фирмы Kübler. Разрядность датчика – 25 бит, что позволяет вводить координаты в компьютер с точностью не хуже 1" (реальная точность позиционирования ниже из-за механических характеристик телескопа). Связь энкодера с компьютером осуществляется по последовательному интерфейсу RS-485. В ближайшее время планируется заменить датчик и на 2-й оси. При наблюдении объектов, движущихся относительно звезд (астерои-

ды, спутники), нередко возникает необходимость сопровождать эти объекты. Однако, в настоящее время возможно только дискретное переключение скоростей и изменение скорости часового ведения в небольших пределах. Для решения этой задачи мы планируем заменить асинхронные двигатели



Рис.5 Камера контроля положения щели купола.

одной из скоростей на обеих осях на шаговые. Это позволит плавно менять скорость в больших пределах.

В процессе модернизации были рассмотрены разные варианты синхронизации движения купола башни и телескопа с применением датчиков положения купола. В результате была реализована простая система на основе видеоконтроля положения щели купола относительно телескопа. Была использована бескорпусная короткофокусная видеокамера. Для её работы в ночных условиях применяется инфракрасная подсветка. Камера уста-

новлена непосредственно на трубе телескопа (Рис.5).

В дальнейшем для синхронизации купола и телескопа планируется разработать программное обеспечение, позволяющее автоматически перемещать купол в зависимости от положения телескопа.

Комплексные исследования Витимского болида Антипин¹ В.С., Арсентьев² А.Н., Семенов² Д.В., Язев^{2,3} С.А. Институт геохимии им. А.П.Виноградова СО РАН, ²Астрономическая обсерватория ИГУ, ³Институт солнечно-земной физики СО РАН E-mail: uustar@star.isu.ru

В ночь на 25 сентября 2002 года на севере Иркутской области наблюдался яркий болид, сопровождавшийся мощными световыми, акустическими и электрофонными явлениями. В литературе по нашему предложению он получил название Витимский. Силами институтов Иркутского научного центра СО РАН и Иркутского госуниверситета в 2002-2003 гг были организованы три экспедиции в рай-

Мониторинг

он падения. Проведен опрос очевидцев, собраны данные по объективной регистрации проявлений болида, обследован район вдоль трассы падения, определенной спутниками США. Выполнен анализ частиц, собранных во время второй экспедиции (апрель 2003 г) в снеговых пробах вблизи проекции трассы полета. Частицы содержат минеральные ассоциации, которые встречаются в метеоритном веществе (сульфидные и металлические фазы). Обнаружены: микросферулы с пористой структурой, сходные с подобными из снегового покрова Антарктиды: зерно, содержащее пирит; частицы, содержащие окисленное и металлическое железо, а также никелистое железо с содержанием как первых процентов, так и десятков процентов никеля. Частица никелистого железа в ассоциации с микрочастицей кварца обнаружена в углеродистом (сажистом) материале. Соотношения Ni и Fe соответствуют характерным для метеоритного вещества минералам - тэниту и камаситу. Определен радиант болида: прямое восхождение 22 часа 18 минут, склонение 10 градусов 02 минуты в созвездии Пегаса. Вдоль трассы полета найдены множественные повреждения леса предположительно вследствие действия ударной волны. Высокая мощность сопутствующих болиду явлений связана предположительно с высокой скоростью входа в атмосферу.

Comprehensive studies of the Vitim bolide

V.S. Antipin¹, A.N.Arsentiev², D.V.Semenov², and S.A.Yazev^{2,3} ¹Institute of Geochemistry SB RAS, ²AO of Irkutsk State University ³Institute of Solar-Terrestrial Physics SD RAS

A bright bolide was sighted over the northeastern territory of the Irkutsk region in the night from September 24 to 25, 2002, which was accompanied by dramatic luminous, acoustic and electrophonic effects. Following our suggestion, it received the name Vitim bolide in the literature. A number of research institutes of the Irkutsk Scientific Center SB RAS, and Irkutsk State University organized three reconnaissance expeditions to the anticipated location of the bolide's explosion to carry out a relevant exploration. Eye-witnesses were polled, more exact data on the bolide's effects were collected, and the area along the falling route previously indicated by USA satellites was explored. An analysis was made of the cosmogenous substance particles collected by the second expedition (April 2003) in the snow in the presumable area where the bolide had fallen down. The particles contain mineral associations typical of meteorites (sulfide and metallic phases). The researchers found microspherules with porous structure resembling those sampled from the Antarctica's snow cover; grains containing pyrite, particles containing oxidized iron, and metallic iron, as well as nickel-containing iron containing from a few percent to several tens of percent of nickel. A particle of nickel-containing iron in association with a microparticle of quartz was found in carbonaceous (soot) material. The Ni/Fe ratios correspond to the minerals typical of meteorite material: tenite, and kamasite. The bolide's radiant was determined: right ascension 22 hours 18 minutes, and declination 10 degrees 02 minutes in the Pegasus Constellation. Multiple damage to trees were found along the flight path, perhaps caused by the shock wave. The high power of the phenomena accompanying the bolide seems to be associated with its high entry velocity into the atmosphere.

Введение

В ночь на 25 сентября 2002 года на северо-востоке Иркутской области (Мамско-Чуйский и Бодайбинский районы, бассейн реки Витим) наблюдался яркий болид, сопровождавшийся акустическими эффектами и мощной воздушной волной, вызвавшей сотрясения на больших расстояниях. Яркое свечение обнаружено спутниками ВВС США на высоте около 62 км над точкой А с географическими координатами 57.91° с.ш. и 112.90° в.д. Болид прослежен до высоты около 30 км над точкой В с координатами 58.21° с.ш. и 113.46° в. д. Реконструкция траектории падения позволила оценить угол ее наклона к горизонту (примерно 34°). Общая длина проекции прямой траектории от точки А до точки С пересечения с землей составила около 90 км. Рассчитанные координаты этой точки - около 114.06° в.д., 58.60° с.ш. Согласно спутниковым данным, в видимом диапазоне пик интенсивности излучения болида равнялся 2.4 * 10¹¹ Ватт/стерад. Общая излученная энергия оценена в 8.6 * 10¹¹ Дж, что соответствует температуре черного тела 6000 К и эквивалентно взрыву 200 т тротила. Кинетическая энергия на входе в атмосферу оценена в 2300 т тротила.

Болид падал в условиях низкой сплошной облачности над Мамско-Чуйским районом, нижняя кромка облаков – 1100 м, что соответствует высоте господствующих вершин (гольцов). Температура была около нуля по Цельсию, шел мелкий дождь, в горах – снег. Глубина снегового покрова на вершинах не превышала 5-10 см. Спустя несколько дней здесь прошли обильные снегопады, которые, как оказалось, законсервировали в слое снега выпавшие частицы из дымно-пылевого следа болида.

Нами рассчитан радиант болида: прямое восхождение 22 часа 18 минут, склонение 10 градусов 02 минуты в созвездии Пегаса. Эти данные могут быть использованы для оценки принадлежности Витимского болида к какому-либо метеорному потоку, хотя приведенные ниже данные о составе вещества позволяют в первую очередь рассматривать астероидное происхождение метеороида.

Экспедиционные исследования района падения болида

Район падения Витимского болида изучался несколькими экспедициями. Первая (октябрь 2002 г.), организованная Институтом солнечно-земной физики (ИСЗФ) и астрономической обсерваторией (АО) ИГУ, обследовала местность в районе точки В болида и опросила около 30 очевидцев.

Вторая экспедиция (март-апрель 2003 г.), проведенная Институтом геохимии (ИГ) СО РАН и ИСЗФ СО РАН, отобрала пробы снега в районе точки В в целях поиска частиц, предположительно выпавших из дымно-пылевого следа болида.

Третья экспедиция (июль-август 2003 г., ИГ СО РАН, ИСЗФ СО РАН, АО ИГУ и Институт геохимии РАН) обследовала участок проекции траектории от точки В до точки С. Кроме того, район изучался экспедициями УрГУ (июль 2003 г.) и НПО ПМ (июль 2003 и июль 2004 гг.). Результаты экспедиционных исследований опубликованы в [1-7]. Вещество Витимского метеороида

Важнейшим итогом полевых исследований в районе падения Витимского болида явилось обнаружение в одной из снеговых проб частиц предположительно космогенного происхождения. Результаты комплексного анализа вещества приведены в [4-5]. Диагностика частиц, обнаруженных на фильтрах, а также исследования их минерального и химического состава показали, что они содержат минеральные ассоциации, которые встречаются в метеоритном веществе. При изучении частиц из снегового покрова с использованием электронного микроскопа с микрозондовым анализатором получены данные, свидетельствующие о присутствии среди микрочастиц как сульфидных, так и металлических фаз. В частности, обнаружены пирит и несколько частиц железистых соединений - окисленное и металлическое железо, никелистое железо. Пирит в ассоциации с другими Fe-содержащими оксидными минеральными фазами достаточно часто встречается в метеоритном веществе, но распространен и в земных породах различного генезиса. Металлическое железо широко представлено в метеоритном веществе, однако свойственно, например, и земным железорудным проявлениям, высокотемпературным гидротермальным системам, магматическим породам и зонам гипергенеза. Присутствие марганца в составе железистых фаз на наблюдаемом уровне содержаний в отдельных случаях свойственно и метеоритному веществу. В этом отношении наибольший интерес представляют частицы Ni-содержащего пирита и никелистого железа, в котором соотношение Fe и Ni соответствует типичным метеоритным минералам камаситу и тэниту. Никелистое железо в форме камасита было представлено 91,7-97,5 % и 2,5-8,3%, в форме тэнита - 28,5-77,5 % и 22,5-71,5% для железа и никеля соответственно. Анализы рассчитаны на 100%. В исходных анализах нехватка суммы может быть связана с окислением частиц при разрушении метеороида или с присутствием углерода, серы и других элементов. Как можно видеть, содержания железа и никеля в исследованном веществе варьируют в широких пределах и вполне укладываются в уровни их концентраций в различных метеоритах [8]. Это может быть дополнительным свидетельством метеоритного происхождения сферул и отдельных микрочастиц.

Не менее важна находка минеральной ассоциации, соответствующей по составу группе армолколит-псевдобрукит. Армолколит первоначально был обнаружен в образцах лунных пород и назван в честь американских астронавтов Н.Армстронга, Э.Олдрина и М.Коллинза, доставивших эти образцы на Землю. Минерал изоструктурен с земным псевдобрукитом, но, в отличие от последнего, в армолколите часть железа замещена магнием, и он не содержит окисного железа.

Само присутствие в исследуемом веществе из снегового покрова в районе разрушения Витимского метеороида и их сходство с подобными сферулами (микрометеоритами) из снегового покрова Антарктиды свидетельствует о вероятном метеоритном происхождении этих сферул.

Ряд обстоятельств, включая, в первую очередь, обнаружение сферул с пористой структурой, подобных обнаруженным в Антарктиде микрометеоритам, принадлежность найденных частиц слою снега, датировка образования которого соответствует узкому интервалу дат вблизи даты падения болида. позволяет предположить, что анализу подверглось именно вещество Витимского метеорного тела. Важно и то, что исследованные сферулы были встречены только в снеговых пробах, отобранных вблизи проекции трассы полета метеороида. Форма сферул и характер их поверхности позволяют считать, что они могли выпасть из дымно-пылевого абляционного следа болида. Этот вывод подтверждается и при рассмотрении минеральной ассоциации в составе сферул, которая не типична для коренных пород Мамско-Чуйского района. Альтернативные гипотезы (типа попадания в свежий снеговой покров на вершинах гор (гольцов) вещества дыма котельной, расположенной в нескольких десятках километров) выглядят малоубедительными. Обнаружение распыленного вещества Витимского тела в снеговом покрове можно считать большой научной удачей.

Воздействие ударной волны

Всеми тремя экспедициями с участием иркутских исследователей обнаружены в зоне шириной 5 – 7 км вдоль трассы полета болида участки и полосы свежесломанного и свежеповаленного леса с характерным масштабом в сотни метров – километры. Датировка сломов и вывалов, по свидетельствам местных охотников, много лет работающих в этом районе, однозначно указывает на осень 2002 года. В некоторых местах доля поврежденных деревьев составляет 10 - 15%. Сняты на фото- и видеопленку березы, лиственницы, сосны, осины со сломанными вершинами. Рядом со сломанными деревьями наблюдались такие же, но неповрежденные. В некоторых случаях отломанные вершины деревьев лежали в 10-15 м от оснований. Этот эффект наблюдался и на относительно ровных местах (не ниже по склону от ствола дерева). Многие деревья выворочены с корнем, включая стволы диаметром 30-40 см у основания. Согласно свидетельствам местных жителей, никогда ранее ничего подобного здесь не наблюдалось. Большинство деревьев лежит вершинами вниз по склону. Судя по всему, мощности внешнего воздействия хватило, чтобы резко качнуть дерево, а падало оно в соответствии с законами физики, преимущественно вниз по склону. Радиальная структура сломов и вывалов (наружу от проекции трассы полета) не наблюдается, или наблюдается с большими оговорками. На вершинах гор, покрытых кедровым стлаником, повреждений нет (что, видимо, связано с высокой прочностью стланика). Зона, где наблюдаются повреждения леса, тянется от правого берега Витима вплоть до района ручья Плохой вблизи точки С.

Проблема происхождения механического воздействия вызывает множество вопросов. Очевидно, что амплитуда ударной волны, пришедшая с высоты 25 - 30 км, не должна быть существенной, и связь между волной и множеством поваленных и поврежденных деревьев выглядит на первый взгляд нереальной. С другой стороны, очевидцы указывают на значительное действие волны даже близ пос. Мама, в 50 км от трассы полета по версии спутников (сотрясение подбросило печку, посуда со стола свалилась на пол, школьника отбросило от стенки будки на вершине горы [1-2]). Высокая мощность акустических эффектов описана очевидцами вблизи точки В, несмотря на то, что они (очевидцы) находились в долине реки, экранированной высокими горами.

Большая мощность ударной волны может быть объяснена высокой скоростью полета болида и/или сложными динамическими процессами разрушения метеороида. К сожалению, в этом случае остается мало шансов найти крупные фрагменты космического тела: высокая скорость должна была привести к разрушению и распылению метеороида на больших высотах. Что касается гипотезы о повреждениях леса падающими фрагментами метеороида, то, если сломы отдельных верхушек деревьев можно объяснить этой причиной, поваленные (вывороченные) деревья этой гипотезой не объясняются

К вопросу о возможной радиоактивности Витимского болида

Согласно данным, полученным нами в Иркутском областном управлении гидрометслужбы, среднегодовое значение уровня радиоактивного фона в Мамско-Чуйском районе Иркутской области по данным за последние 10 лет составляет 13 мкр/час. Среднемесячные значения варьируют в пределах от 9 до 16 мкр/час. Тем не менее, в сентябре 2002 года отмечено беспрецедентно высокое среднемесячное значение 24 мкр/час. Начальник АМСГ Мама Г.И.Костина сообщила, что в 9 часов утра 25 сентября 2002 года после ночных наблюдений болида ею был проведен внеплановый замер уровня радиоактивности. Полученное значение составило 30 мкр/час. Штатные измерения, проведенные, как обычно, в 15 часов, показали, что фон упал вдвое и был близок к обычной норме. По официальному свидетельству и.о. начальника АМСГ Мама Н.А.Сыроквашко, отдельные измерения фона в редких случаях дают значение 18-19 мкр/час, но не выше. С этой точки зрения измерения, проведенные стустя месяц, 23-24 октября первой Витимской экспедицией в районе точки потери болида сенсорами спутников, дали 15-17 мкр/час.

Несомненно, рост уровня радиоактивности в пос. Мама утром 25 сентября 2002 года может в принципе объясняться причинами, не связанными с

феноменом болида. Следует заметить, что, если бы не утренние измерения, скачок радиоактивного фона остался бы незамеченным (ежедневные измерения проводятся раз в сутки в 15 часов местного времени). Тем не менее, мы считаем необходимым указать на этот факт и ввести его в научный оборот. С точки зрения современных представлений, наличие радиоактивных веществ в недрах планетоидов и крупных метеороидов не исключается. В частности, именно присутствие радиоактивных веществ рассматривается как возможная причина разогрева недр спутника Сатурна Энцелада, где наблюдаются водяные гейзеры

Заключение

Несмотря на типичность химического состава вещества Витимского метеороида, изученного по итогам анализа обнаруженных частиц, ряд обстоятельств падения болида остается неясным. К их числу относится вопрос о механизме возникновения массированных повреждений леса вдоль траектории падения болида, а также предполагаемая связь между падением болида и непродолжительным всплеском радиоактивного фона в районе пос. Мама.

Литература

- Язев С.А., Иванов А.В., Антипин В.С., Ефремов С.В., Митичкин М.А. Витимский болид: обстоятельства падения и результаты исследования. - Байкальская международная молодежная научная школа по фундаментальной физике. Труды 6 сессии молодых ученых «Волновые процессы в проблеме космической погоды». Иркутск, 2003, Изд-во ИСЗФ СО РАН, С. 40-46.
- 2. Язев С.А., Антипин В.С. По следам Витимского болида. Земля и Вселенная, 2004, № 5, с. 59 66.
- 3. Язев С.А., Антипин В.С., Митичкин М.А., Ефремов С.В., Иванов А.В., Семенов Д.В. Исследования Витимского болида. - Труды Государственного астрономического института им. П.К.Штернберга, Т. 75, М., 2004, С. 102.
- 4. Антипин В.С., Язев С.А., Кузьмин М.И., Перепелов А.Б., Ефремов С.В., Митичкин М.А., Иванов А.В. Природные явления и вещество абляционного следа Витимского метеороида (25 сентября 2002 г.). Доклады РАН, 2004, т.398, № 4, С.482-486.
- 5. Антипин В.С., Язев С.А., Перепелов А.Б., Ефремов С.В., Митичкин М.А., Иванов А.В., Павлова Л.А., Карманов Н.С. Ущаповская З.Ф. Витимский метеорит (25 сентября 2002 года) результаты комплексных исследований.- Геология и геофизика, 2005, т. 46, № 10, с. 1050-1064.
- 6. Antipin V.S., Yazev S.A., Perepelov A. B. Efremov S.V. Mitichkin M.A. Ivanov A.V. Multipurpose exspedition research of the Vitim meteoroid fallen in September 2002 in Irkutsk region, Siberia. - Meteoroids-2004, Conference in Ontario, Canada, 16 -21 August, 2004.
- 7. Язев С.А., Антипин В.С., Антипин А.М. Витимский болид: итоги исследований и оставшиеся проблемы.- Избранные проблемы астрономии: материалы науч.- практ. Конф. «Небо и Земля» (г. Иркутск, 21-23 ноября 2006 г.)- Иркутск : Иркут. Гос. Ун-т, 2006.- С. 177 -183.

- 8. Соботович Е.В., Семененко В.П. Метеоритное вещество. Киев, Наукова Думка, 1984. 191 с.
- 9. Адушкин В.В., Попова О.П., Рыбнов Ю.С., Кудрявцев В.И., Мальцев А.Л., Харламов В.А. Геофизические эффекты Витимского болида 24.09.2002 г. - Доклады РАН, 2004, т. 397, № 5, С. 685-688.
- Чеботарев В.Е., Котельников С.П., Андреев А.П. Новая космическая 10. загадка Сибири. – Земля и Вселенная, 2004, № 5, С. 67-71.

Применение поворотной платформы для наблюдений объектов околоземного пространства комбинированным методом Козырев Е.С. Сибирякова Е.С. Шульга А.В.¹

¹ НИИ «Николаевская астрономическая обсерватория» E-mail: evg sibir@mail.ru

В НИИ НАО разработан и применяется комбинированный метод ПЗС наблюдений, позволяющий значительно увеличить время экспозиции быстро движущихся объектов на высоких околоземных орбитах. Комбинированный метод особенно эффективен для быстрых объектов, таких как высокоэллиптические и навигационные ИСЗ. Также этот метод применим для наблюдения быстро движущихся астероидов.

Observation of Near-Earth Objects by Combined Method Y. Kozyryev, Y. Sybiryakova, O. Shulga¹ *RI "Nikolaev Astronomical Observatory"*

The combined method of CCD observation, that allows considerably increasing exposure time of fast moving objects on high near-Earth orbits, was developed and now is used in RI NAO. The combined method is especially effective for fast moving objects, such as high elliptical and navigation artificial satellites.

Ввеление

При наблюдении быстро движущихся объектов на высоких околоземных орбитах на неподвижном телескопе время экспозиции ограничено скоростью объекта, при этом проницающая способность значительно ниже возможной на данном инструменте. В НИИ НАО разработан и применяется комбинированный метод ПЗС наблюдений, основанный на режиме синхронного переноса заряда ПЗС матрицы малокадровых камер, поворотной платформе и кадрах опорных звезд. Метод позволяет на неподвижном телескопе получать точечные изображения движущихся объектов, при этом время экспозиции ограничено только временем прохождения объекта через ПЗС матрицу. Этот метод позволяет увеличить время экспозиции в 10-50 раз по сравнению наблюдениями обычным методом на неподвижном телескопе. Получаемые результаты сравнимы с наблюдениями при прецизионном
сопровождении объекта телескопом. В настоящее время комбинированный метод применяется на телескопах САК НИИ "НАО" и АЗТ-8 г. Евпатория.

Комбинированный метод наблюдений

Комбинированный метод наблюдений (КМН) [1] был разработан в НИИ "НАО" для наблюдений подвижных относительно звезд объектов, таких как ИСЗ и АСЗ на неподвижном телескопе. Комбинированный метод основывается на применении режима синхронного переноса заряда ПЗС камеры для наблюдаемых объектов и кадрового режима для наблюдения опорных звезд, а также использования поворотной платформы для установки выходного регистра ПЗС матрицы в перпендикулярное положение относительно видимого движения объектов наблюдения. Режим синхронного переноса заряда ПЗС матрицы (drift scan imaging; time delayed integration (TDI)) – позволяет с произвольной экспозицией получать точечные изображения объектов равномерно движущихся вдоль столбцов ПЗС матрицы. Обычно этот режим используется для получения длинных полос звездного неба на неподвижном телескопе. Для наблюдения объектов движущихся в произвольном направлении необходим поворот ПЗС камеры по направлению движения объекта.

Поворотная платформа – механическое устройство, поворачивающее ПЗС камеру вокруг оси объектива, снабжена двигателем и датчиком угла, может рассматриваться как третья ось телескопа. Кадры опорных звезд – дополнительные кадры с точечными изображениями звезд формируемые до и после серии кадров с объектом, при неподвижном телескопе. Для получения точечных изображений звезд на неподвижном телескопе можно использовать очень короткие экспозиции или, если этого недостаточно, режим синхронного переноса заряда с произвольной экспозицией. Во втором случае необходим разворот камеры по направлению суточного движения звезд. Для точного приведения координат объекта и опорных звезд, полученных при разных углах поворота ПЗС камеры, используются дополнительные кадры с изображением искусственных меток, неподвижными по отношению к телескопу. Искусственные метки формируются и проецируются специальным оптическим устройством – коллиматором.

В НИИ НАО наблюдения проводятся на телескопе САК [2] D=300мм F = 1500мм, ПЗС камера производства НИИ "НАО" матрица 1040*1096, 16мк; поле зрения 40'* 38'. Система управления движением САК включает: двигатели переменного тока с релейной системой управления и по одному 12 битному абсолютному датчику угла на каждую ось вращения телескопа.

Для исследования увеличения проницающей способности при применении КМН были записаны кадры с изображением геосинхронного спутника 1989-098А в различных режимах. В обычном режиме с максимально эффективной экспозицией 4 сек. и в режиме синхронного переноса заряда с экспозициями 40 и 200 сек. было получено отношение сигнал/шум.

Экспозиция (сек.)	Отношение сигнал/шум
4	5.5
40	31.6
200	66.8

Таблица 1. Отношение сигнал/шум

Применение метода

Применение комбинированного метода позволило расширить круг наблюдаемых на телескопе САК объектов. В 2007 году были начаты наблюдения следующих видов объектов:

- малоразмерные геосинхронные объекты от 100 кг.;
- высокоэллиптические спутники на высотах 20000-40000 км.;
- навигационные ИСЗ на высотах 20000 км: GPS, GLONASS;
- быстродвижущиеся астероиды V > 5» / сек.



Малоразмерные геосинхронные объекты

При наблюдении геосинхронных объектов возможно применение экспозиций 60-200 сек. Для тестирования системы были проведены наблюдения спутника 1967-066Е - LES-5 (масса 102 кг) с экспозицией 120 сек (рис.1).

Рис.1 Фрагмент кадра с изображением малоразмерного геостационарного спутника LES-5

Высокоэллиптические ИСЗ

Наблюдение высокоэллиптических ИСЗ возможно на диапазоне высот 20000-40000 км, с экспозицией не менее 10 сек в нижней точке. Это значительно расширяет наблюдаемую дугу по сравнению с наблюдениями обычным методом на неподвижном телескопе, что позволяет существенно повысить точность вычисления орбиты по наблюдению на одном витке. В таблице 2 приведены элементы орбит спутника 26970 который наблюдался в НИИ "НАО" 12 апреля 2007г.

	Эпоха	Наклонение [°]	Долгота восходящего узла [°]	Эксцентри- ситет	Аргумент перигея [°]	Среднее движение [оборотов в день]
HAO	7102,906	64,804	230,858	0,70027	268,851	2,0055
NORAD	7102,913	64,853	230,997	0,70063	268,790	2,0064
HAO - NORAD	-0,007	-0,049	-0,139	-0,0003	0,0607	-0,0009

Таблица 2. Сравнение элементов орбит полученных в НИИ НАО и NORAD

Навигационные ИСЗ

Из-за высокой скорости навигационные ИСЗ, можно наблюдать лишь на телескопах оснащенных системой сопровождения. Применение комбинированного метода наблюдений с поворотной платформой позволило наблюдать этот вид спутников при неподвижном телескопе. На телескопе САК в одной точке наблюдения получаются 2 кадра с экспозицией 10-20 сек. В таблице 3 приведены сравнение с каталогом NORAD элементы орбит спутника NAVSTAR 19 (20533) наблюдавшимся в НИИ "НАО" 18 апреля 2007г.

	Эпоха	Наклонение [°]	Долгота восход. узла [°]	Эксцентри- ситет	Аргумент перигея [°]	Среднее движение [оборотов в день]
HAO	7108,90	53,773	141,128	0,004242	95,627	1,910172
NORAD	7108,32	53,767	141,241	0,004002	96,524	1,910384
HAO - NORAD	0,58	0,006	-0,112	0,00024	-0,897	-0,00021

Таблица 3. Сравнение элементов орбит полученных в НИИ НАО и NORAD

Быстродвижущиеся астероиды

В связи с обострившимся вопросом астероидной опасности в настоящее время одной из самых важных наблюдательных задач является наблюдение астероидов сближающихся с Землей.



Рис.2а Без использования поворотной платформы. Рис.2b С использованием поворотной платформы.

Так как в перигее AC3 имеют значительную эфемеридную скорость наблюдение их классическим методом с длинными экспозициями невозможно – изображение AC3 вытягивается в направлении движения объекта (рис. 2 а). Наблюдение комбинированным методам на телескопе CAK позволяет получать точечное изображение объекта с экспозицией = $170 \times \cos(\delta)$. Для отработки методики наблюдения был выбран AC3 2007dt103 с параме-

трами представленными в табл.4. Проведены пробные наблюдения на неподвижном телескопе в режиме переноса заряда с (рис 2b) и без применения поворотной платформы (рис 2a), экспозиция 170 сек.

Дата и время Звездная (UTC) величина		Видимое движение по RA ("/min)	Видимое движение по DE ("/min)
03.08.2007 20.583	14.1	-3.7	-12.4

Таблица 4. Параметры наблюдаемого астероида.

Выводы

Использование поворотной платформы и режима синхронного переноса заряда позволяют существенно увеличить проницающую способность при наблюдении ИСЗ на неподвижном телескопе малой апертуры. Комбинированный метод наблюдения может эффективно использоваться для наблюдения спутников с любым типом орбиты, а также астероидов сближающихся с землей. Получаемые результаты астрометрического характера сопоставимы с наблюдением в режиме сопровождения цели, однако его внедрение значительно дешевле по сравнению с оснащением телескопа системой абсолютного сопровождения, способной прецизионно работать в широком диапазоне скоростей.

Литература

- 1. Kovalchuk A., Shulga A., Martynov M. Combined CCD observational method of GSS / Extension and connection of reference fames using ground based technique. // Nikolaev, 2001. P. 199–205.
- Ковальчук А.Н., Пинигин Г.И., Шульга А.В. Скоростной автоматический комплекс для регистрации небесных объектов естественного и искусственного происхождения в околоземном космическом пространстве / Околоземная астрономия и проблемы изучения малых тел Солнечной системы. // М.: ИНАСАН, 2000. — С. 361–371.

3. <u>http://www.space-track.org/perl/login.pl</u>

Программное обеспечение телевизионной системы наблюдения метеорных событий

Расхожев В.Н.

Воронежский государственный университет, Воронеж raskhozhev@phys.vsu.ru

Разрабатываемая программа анализирует файлы формата *.avi, сформированные телевизионной системой в процессе наблюдений. Анализ проводится в два этапа – определение среднего уровня шумов и собственно обнаружение новых ярких точек. Работоспособность программы испытывалась на тестовых файлах и файлах результатов реальных наблюдений. Время анализа превышает время наблюдения примерно в два раза, объем информации для визуального анализа уменьшается на порядок.

Software for meteor event observation television system

V. N. Raskhozhev Voronezh State University

The software under development is intented for the analysis of *.avi files produced by the TV system during observation. Analysis is performed in two stages - first, the mean noise level is calculated from the first 200 frames and then the new bright spots are searched for. The software has been tested both on the test files and real observation results. The analysis time exceeds the observation time approximately twice, the amount of information for visual analysis decreases by an order. The work is supported by the grant RFFI 06-02-16356.

Введение

Освоение ПЗС приемников в телевизионном режиме наблюдений для метеорной астрономии позволило создавать системы наблюдения метеорных событий (МС) с чувствительностью, превышающей 5^m , и полем зрения 50×40 градусов.

Оперативность и простота использования системы в полной мере проявляется при сопряжении телевизионной камеры с компьютером. Но при размере кадра 720 × 576 пиксел и 256 уровнях градации яркости один кадр содержит порядка 100 Мбит информации. Для размещения такого объема на жестком диске применяются стандартные программы сжатия информации, работающие в реальном времени.

Дальнейшая обработка видеоматериала ведется путем традиционного просмотра видеоинформации. Так как особенностью метеорного события является: - непредсказуемость места появления в поле зрения, - кратковременность, - малоконтрастность, - относительно малая площадь события, - наличие послесобытийных явлений, то уже после 40 – 50 минут внимание наблюдателя снижается.

Уменьшение объема визуального анализа возможно путем применения программы выделения движения.

В практике телевизионных наблюдений существует множество программ, выделяющих движение в поле зрения камеры. Но все они предназначены для сравнительно медленных явлений и не соответствуют условиям метеорных наблюдений.

Существующая программа MetRec, разработанная для обнаружения MC, при всех ее достоинствах работает только со специальным устройством сопряжения компьютера и видеокамеры.

Суммируя вышесказанное, можно сказать, что необходимо разработать программу, анализирующую сформированные файлы формата *.avi, которая решает конкретную задачу распознавания события, и удовлетворяет критериям быстродействия, точности распознавания, универсальности.

Описание:

Особенностью телевизионного сигнала при наблюдениях неба является высокий уровень шумов. Лабораторное измерение интенсивности сигнала по одной строке с помощью телевизионного осциллографа C1 – 57 с функцией выделения строки, показало, что интенсивность шумов в произвольно взятой строке лежит в пределах 35 ± 5 %. Причем, присутствие на строке звезды с блеском 2^{m} также попадает в этот интервал. Отличительной особенностью видеосигнала камеры, работающей в режиме максимальной чувствительности, является наличие отдельных шумовых выбросов по интенсивности, сравнимых с интенсивностью стационарных звезд 1 - 2^m. Поэтому прямое сравнение сигнала текущего пиксела со средним уровнем шума для выявления метеорного события совершенно неэффективно.

Предлагается решение данной задачи путем применения процедуры поиска образа - прямой линии - то есть анализа кадра с целью поиска пиксе-лов с интенсивностью выше фона, лежащих на одной прямой.

Создаваемая специализированная программа состоит из следующих основных блоков:

1. Блок формального описания искомых объектов путём иерархического задания составляющих их элементов и отношений между этими элементами.

2. Блок описания моделей объектов.

3. Блок сопоставления описания объекта процедуре его обнаружения на изображении.

на изооражении.
 4. Блок статистического анализа результатов обработки изображения. Анализ проводится в два этапа – определение среднего уровня шумов по двумстам кадрам для последующего осреднения и собственно обнаруже-ние новых ярких точек. Кадр анализируется путем сканирования его пло-щади апертурой 5 × 4 пиксела с последующим анализом блоком 3. Уровень шума определяется через каждые пятнадцать тысяч кадров для отслежива-ния изменений условий наблюдения.

Предлагаемый алгоритм позволяет выявлять контурные и полутоновые объекты на полутоновых изображениях в условиях повышенного уровня шумов. Результат работы программы выделения сохраняется как список выявленных событий, которые можно просмотреть специально разработанным визуализатором и принять решение о наличии МС.

Работоспособность программы испытывалась на тестовых файлах и файлах результатов реальных наблюдений. Время анализа превышает время наблюдения примерно в два раза, но при этом объем информации остаю-щейся для визуального анализа уменьшается на порядок.

Работа выполняется при поддержке гранта РФФИ 06-02-16356.

Обработка ПЗС-кадров в пакете MIDAS/ROMAFOT Андрук¹ В.Н., Бутенко² Г.З., Видьмаченко¹ А.П., Кулик¹ И.В.

¹ГАО НАН Украины, ²МЦ АМЭИ НАН Украины andruk@mao.kiev.ua, butenko@mao.kiev.ua

Кратко описан метод обработки ПЗС-кадров, который реализован в пакете MIDAS/RO-MAFOT на базе нового способа учета плоского поля. Метод применим для обработки кадров звездных полей, протяженных объектов, движущихся тел Солнечной системы.

Processing of the CCD-Images in Package MIDAS/ROMAFOT Andruk V.N.¹, Butenko G.Z.², Vid'machenkoA.P.¹, Kulyk I.V.¹

Andruk V.N.¹, Butenko G.Ž.², Vid'machenkoA.P.¹, Kulyk I.V.¹ ¹MAO NAS of Ukraine, ²ICAMER NAS of Ukraine <u>andruk@mao.kiev.ua</u>, butenko@mao.kiev.ua

The procedures for reducing CCD images within the program paskage MIDAS/ROMAFOT, which incorporate a new method for removing flat field, are briefly described. The method we shall apply to processing the image of star fields; extended objects, moving small bodies of Solar system.

Введение

Информативность результатов астрономических наблюдений зависит как от рациональной постановки самих наблюдений, так и от методики их обработки. В данной работе представлены способ обработки ПЗСизображений с использованием плоского поля, полученного из самого кадра, а также его применение для обработки различного вида изображений.

Кратко о способе обработки ПЗС-кадров

В классическом варианте обработки ПЗС-изображений, кроме исходного кадра необходимы кадры плоского поля и темнового тока. Кадры плоского поля нужно получать после каждого сета наблюдений. Для нестабильных матриц реакция на равномерное освещение в начале и конце работы может быть различной, т.е применение для обработки усредненного плоского поля вносит дополнительные ошибки в результаты наблюдений. В данном методе обработки, итерационно удаляя все объекты выше принятого уровня шума, выделяется пространственная огибающая собственного поля кадра [1,2,3]. В этом случае плоское поле будет получено при тех же физических условиях, что и исходный кадр. Далее обработка проводится как в классическом методе. Сравнительная точность классического и данного методов обработки ПЗС-кадров приведена в [2], где показано, что астрометрическая и фотометрическая точность обеих методов практически одинакова.

Реставрация переэкспонированных звезд

Для некоторых типов ПЗС-приемников, перед выполнением операций в пакете ROMAFOT [4] по нахождению астрометрических и фотометрических характеристик объектов, необходимо сделать операцию реставрации переэк-

спонированных ярких объектов или даже целых участков ПЗС-кадра. На рис. 1 а показано трехмерное изображение участка ПЗС-кадра (размер 60"×60") с яркой звездой (V = 11.47^m), для которой характерно явление небольшого вертикального блюминга и фотометрический провал с центральным подъемом. После выполнения некоторых процедур в программной среде MIDAS, фотометрический разрез звезды имеет плоскую вершину (рис. 1 б). На следующем этапе реставрации (рис. 1 в) в плоскую фотометрическую вершину (которая может иметь произвольную форму от круговой до элипсоидально-вытянутой, по причине явления блюминга) вносится дополнительная фотометрическая добавка с центральносимметричным распределением интенсивности.



Рис.1. Этапы фотометрической реставрации переэкспонированной звезды

Величина этой добавки, пропорциональная площади плоской вершины (а значит, и яркости звезды), связана с разрядностью считывающего устройства ПЗС-приемника и установлена эмпирически. На рис. 1 г показан конечный результат. При этом, точность фотометрической реставрации для переэкспонированных объектов без (или с малым явлением) блюминга не хуже $\pm 0.1^{\text{m}}$. Демонстрация реставрации переэкспонированной звезды проведена для ПЗС-кадра, который получен в полосе V (фильтр V, $\lambda_0 = 531$ nm, $\Delta\lambda = 102$ nm, $\tau_{\text{max}} = 0.920$) 24/25 марта 2004 г. в фокусе Кассегрена 2-м телескопа [2] с двухканальным фокальным редуктором [5].

Удаление засветки от ярких объектов.

На примере ПЗС-кадра, который получен 17/18 ноября 2000 г. в фокусе Кассегрена 2-м телескопа (фильтр if890, $\lambda_0 = 888.5$ nm, $\Delta \lambda = 29$ nm, $\tau_{max} = 0.988$) продемонстрируем этапы удаления засветки от Юпитера. Изучаемый объект – спутник Юпитера Амальтея (Amalthea). На рис. 2 а показано трехмерное изображение участка ПЗС-кадра (размер 150"×240"). Справа – очень сильно ослабленное изображение Юпитера, слева – спутник (в центре) и несколько звезд на фоне очень неравномерной засветки от Юпитера.



Рис. 2. Этапы обработки ПЗС-кадра с сильной неравномерной засветкой.

При удалении средствами MIDAS из необработанного ПЗС-кадра звездного поля всех зарегистрированных объектов выше принятого уровня шума, можно выделить пространственную огибающую фона неба (рис. 2 б). После вычитания рис. 2 б из рис. 2 а, получим распределение интенсивности по полю кадра, показанное на рис. 2 в. Окончательный кадр для авто-



Рис. 3. Фотометрический ход разностей *Дт относительно среднего значения для* разных методов обработки ПЗС-кадров

матического режима обработки в пакете ROMAFOT представлен на рис. 2 г. Он получен как сумма двух кадров, где первый содержит только объекты, а второй – среднее значение фона неба для остальных участков кадра.

На рис. 3 представлен ход фотометрических разностей Δm относительно среднего значения, полученный в результате обработ-

ки последовательности из пяти ПЗС-кадров. Крестами обозначены результаты обработки, которые получены в рамках данной работы, кружками – данные, полученные в работе [6], где обработка велась классическим методом.

Фотометрия предельно слабых объектов

Обработка кадров с предельно слабыми объектами данным способом показала, что среднеквадратическая ошибка одного определения звездной величины для объектов до V=18.5^m равна 0.02–0.03^m, ошибка определения координат составляет 0.03–0.04″ [1, 2].

Заключение

Из вышеизложенного видно, что представленный в работе способ может быть успешно использован для обработки нормальных, передержанных, предельно слабых, засвеченных ПЗС-изображений. При этом точность полученных результатов сопоставима с точностью результатов, полученных классическим методом.

Литература

- 1. Андрук В.Н., Бутенко Г.З. Исследование фотометрической системы 2-м телескопа на пике Терскол // Кинематика и физика небес. тел. -2006. -22, №3. -С. 231-240.
- 2. Харин А.С., Андрук В.Н., Барташюте С., Бутенко Г.З., Веденичева И.П., Переход А. В., Сергеев А.В. UVR ПЗС-фотометрия звезд для пяти областей неба с инфракрасными двойниками радиоисточников // Кинематика и физика небес. тел. -2007. -23. №4. -С. 207-221.
- Andruk V.M., Vid'machenko A.P., Ivashchenko Yu.M. Processing of CCD frames of images of star fields without the frame of a flat field using new software in program shell of MIDAS/ ROMAFOT // Kinematics and physics of celestial bodies. Suppl. -2005. -№5. -P. 544-550.
- 4. Europen Southern Observatory Image Processing Group 1994, MIDAS Users Guide, Volume A, B and C, ESO, Garching.
- 5. Jokers K., Gredner T., Bonev T., at al. Exploration of solar system with the two-channel focal reducer at the 2m-RCC telescope of peak Terskol observatory // Kinematics and physics of celestial bodies. Suppl. -2000. -№3. -P. 13-18.
- 6. Jockers K., Kulyk I.V, Karpov N.V., Sergeev A.V. Astrometric CCD observations of the inner Jovian satellites in 1999-2000// Astron. Astrophys. 2002, v.383, pp.724-728.

Наблюдение ИСЗ и космический мусор

Наблюдения событий в околоземном пространстве на пике Терскол, 1997 – 2007г.г.

Карпов Н.В., Сергеев А.В., Тарадий В.К. *МЦ АМЭИ НАНУ, ТФ ИНАСАН* E-mail: <u>karpov@terskol.com</u>

Мониторинг событий, происходящих с искусственными небесными объектами в околоземном пространстве, выполнялся в обсерватории на пике Терскол в течение 1997 – 2007г.г. Работы проводились на астрономическом комплексе 2-м телескопа системы Ричи- Кретьена-куде фирмы Цейсс специалистами обсерватории в сотрудничестве с организациями, заинтересованными в безопасной навигации космических аппаратов на этапах запуска и полета. При выполнении этих наблюдений были исследованы:

- несогласованность маневрирования объектов на орбитах;

- неуправляемые участки запуска и полета объектов, нештатные ситуации;
- испытательные режимы полета новых космических аппаратов и блоков;

- аварии, фрагментация объектов, потеря управления и перевод объектов на орбиты «космического мусора»;

- нарушения схем полета и вывода объектов на расчетные орбиты.

Приведены результаты наблюдений, описана методика мониторинга и оперативной обработки данных.

Observations of Events in the Near-Earth Space at Pik Terskol, 1997 – 2007

Karpov N.V., Sergeev A.V., Tarady V.K. IC AMER NASU, TB INASAN

From 1997 to 2007 the Pik Terskol Observatory has been monitoring the near-Earth events occurring to artificial heavenly objects. This works were carried out at the 2-m RCC- Zeiss telescope in cooperation with the agencies concerned with spacecraft operational safety. Among other things, there have been studied:

- the orbital maneuvering inconsistency;
- the uncontrolled launch segments, emergency situations;
- new spacecraft and systems test flight modes;
- in-orbit accidents, loss of control, spacecraft disintegration, space debris

Наблюдение ИСЗ -

transference into the graveyard;

— Spacecraft insertion and operation failures.

The paper also presents the technique and examples of the spacecraft monitoring. The express data processing is described.

Введение

Измерения положений и мониторинг событий с искусственными небесными объектами в околоземном пространстве выполнялся в обсерватории на пике Терскол в течение 1997 – 2007г.г. За это время было выполнено более двадцати наблюдательных программ. Постановка таких наблюдений была вызвана несколькими причинами:

• - наличием организаций, заинтересованных в получении высокоточных измерений КА оптическими средствами - НПО им. С.А. Лавочкина, НПО им. Хруничева, НИИ Космических систем, РКК «Энергия» и др.;

- - выгодным географическим расположением обсерватории;
- - вводом в действие наблюдательного комплекса 2-м RCC- Zeiss телескопа;
- - несогласованностью режимов маневрирования объектов на орбитах;
- - наличием неуправляемых участков полета объектов;
- - отладкой режимов полета новых космических аппаратов и блоков.

Первые наблюдения искусственных небесных объектов были начаты на астрономическом комплексе 2-м телескопа в 1997г. Телескоп был оснащен двухканальным фокальным редуктором Института аэрономии общества Макса Планка (ФРГ) – многофункциональным прибором с широкими возможностями. Прибор обеспечивал режимы широкополосной и узкополосной фотометрии, панорамной поляриметрии, интерферометрии с использованием перестраиваемого эталона Фабри-Перо и др. В нем были установлены современные ССD камеры в криостатах с охлаждением жидким азотом фирм FOTOMETRICs (USA) и ASTROMED (GB).

С этого времени, астрономический комплекс периодически участвовал в обеспечении запусков и оптического мониторинга большинства активных ГИСЗ. Комплекс 2-м телескопа и автоматизация процессов цифровой обработки снимков позволили сформулировать следующие основные задачи, решаемые этим комплексом в оперативных наблюдениях с целью оценки ситуаций в околоземном пространстве:

- поиск объекта или его фрагментов на переходной или геостационарной орбите при маневрировании или нештатных ситуациях;

- независимое определение параметров движения КА, а также блоков или фрагментов без радиотехнических средств на борту;

 мониторинг окрестностей сопровождаемого объекта с целью обнаружения приближающихся посторонних объектов как пассивных, так и маневрирующих.



Рис.1. Обсерватория на пике Терскол ($\varphi = 43^{\circ} 16'$; $\lambda = 42^{\circ} 30'$ *)*

Наблюдательный комплекс для контроля околоземного пространства на основе 2-м телескопа

Крупный телескоп, снабженный современными панорамными светоприемниками и средствами цифровой обработки изображений, значительно расширяет возможности контроля околоземного пространства, обеспечивает наблюдения космических аппаратов (КА) на переходных и геостационарных орбитах, позволяет получать независимую информацию о процессах и состоянии объектов на разных этапах полета, выполняет оптический контроль зон пространства для повышения безопасности полета аппаратов и их маневрирования.

Методика оптического мониторинга включает следующие основные способы наблюдений:

 – экспозиция следа объекта при включенном часовом ведении телескопа длительностью 20 сек. для исследования короткопериодических вариаций яркости в диапазоне 0.1–10 сек.;

- экспозиция следа объекта при дифференциальном задании скоростей его сопровождения и длительных накоплениях сигнала;

 – экспозиция следа объекта при скорости движения телескопа 1"/ сек. длительностью до 600 сек. для исследования вариаций яркости в диапазоне 1–200 сек.;

 стандартные снимки объектов по методике позиционных наблюдений с интервалом между кадрами 1 мин. на протяжении ночи для исследования долгопериодических вариаций блеска в диапазоне 120–3000 сек.

Фотометрическая обработка кадров с изображениями объектов выполняется по специальным программам, разработанным с учетом особен-

ностей и способов наблюдений. Для привязки фотометрических характеристик изображения используются опорные звезды из каталогов GSC, Tycho, UCAC, USNO A2.0. С учетом ошибок каталога погрешность измерения блеска составляет около 0,1 звездной величины и это значение полностью определяется фотометрическими ошибками каталога.

Характеристики основных измерительных систем комплекса 2-м телескопа:

- средняя квадратичная погрешность регистрации моментов событий – не более 1.0 мксек.;

- средняя квадратичная погрешность относительных измерений координат небесных тел, яркость которых в три раза превышает уровень флуктуаций фона, не превышает 1";

средняя квадратичная погрешность фотометрических измерений не превосходит 0.1 звездной величины.

- проницающая способность телескопа:

a) при экспозиции 1 сек в фильтре V – 18 зв. величина;

б) при экспозиции 1000 сек в фильтре V – 23 зв. величина.

Штатная светоприемная аппаратура, установленная на астрономи-ческом комплексе, при оптимальных астроклиматических условиях позволяет обнаруживать и проводить позиционные наблюдения объектов слабее 20-й звездной величины, т.е. объектов размером меньше 0,1 м. на слабее 20-и звездной величины, т.е. объектов размером меньше 0,1 м. на геостационарной орбите (ГСО). Столь высокая проницающая способность комплекса "Цейсс-2000" обеспечивает надежный оптический мониторинг искусственных небесных объектов (ИНО), отслеживание их навигацион-ных трасс, для безопасного перелета в рабочую точку (РТ) и нахождения в ней на ГСО.

Подготовка и координация совместных работ.

Оптический мониторинг ИНО продемонстрировал высокую точ-ность астрономических наблюдений и возможность сертификации на их основе наземных радиотехнических средств траекторных измерений. Координация совместных работ по контролю объектов в околоземном пространстве потребовала решения следующих задач:

• приведения в соответствие шкал времени, эпохи наблюдений и систем координат, применяемых в Центрах управления полетами (ЦУП) и в практике астрономических наблюдений;

• согласования методов баллистических расчетов, перечней учитываемых параметров и др.;

• представления результатов измерений в стандартах, применяемых в пусковых комплексах и ЦУП.

Как известно, при запусках на переходную орбиту выводятся составные части связки – разгонный блок (РБ), дополнительный топливный бак (ДТБ), один или несколько КА, различные элементы конструкции.

Наблюдения событий в околоземном пространстве...

Оптические наблюдения позволяют независимо контролировать:

- параметры движения связки - РБ + ДТБ + КА, а также сопутствующих объектов (обтекатели, конструкции) на переходной орбите;

- процесс отделения КА от РБ;
- деление блока КА;
- раскрытие солнечных батарей КА;
- стабилизацию КА;
- полет КА в РТ;
- контроль качества удержания КА в РТ;
- определение величин и моментов коррекций при маневрировании КА;
- траекторию движения РБ и ДТБ после запуска;
- параметры вращения РБ и ДТБ;
- режимы движения КА и РБ после их разделения;
- отделение дополнительного топливного бака и др.

В качестве примера на рис.2 представлены результаты мониторинга этапов опасного сближения КА «Купон» и КА «Арабсат 1С» (х) при маневрировании около РТ.



Рис 2. Результаты мониторинга КА «Купон» для обеспечения безопасности полета

В Табл.1 представлены в хронологическом порядке наблюдения событий в околоземном пространстве в обсерватории на пике Терскол. Таблица.1

		тиониции
Дата	Основной объект	События
1997г.	Группировка «ASTRA»	Отработка методики наблю- дений
1997г. ноябрь	КА «Купон» и РБ	Запуск и полет в РТ
1998г. январь	КА «Купон»	КА «Арабсат» - сближение

Наблюдение ИСЗ -

Дата	Основной объект	События
1998г. апрель	КА «Купон»	Нарушение стабилизации
1998г.	КА «Купон»	Перелет на орбиту «космиче- ского мусора»
1998г.	КА «Галс-1» и «Галс-2»	Отработка методики измере- ния низколетящих объектов
1999г.	КА «Горизонт – 28»	Запуск и полет в РТ
1999г. сентябрь	КА «Бонум-1»	Запуск и полет в РТ
1999г. сентябрь	КА1 и КА2 «Ямал»	Запуск и полет в РТ
1999г. сентябрь	КА1 «Ямал»	Нарушение стабилизации
2000г. июнь	КА «Горизонт – 45» и РБ «Бриз-М»	Запуск и полет в РТ
2000г ноябрь.	КА «Sirius-3» и РБ ДМ	Запуск и полет в РТ Негативный режим
2001г. апрель	КА «Экран» и РБ «Бриз-М»	Запуск, дефрагментация
2001г. октябрь	KA «AsiaStar»	KA «Feng-Yun» - сближение
2002г. декабрь	КА «Нимик-2» и РБ «Бриз-М»	Запуск и полет в РТ
2003г. июнь	КА «АМС-9» и РБ «Бриз-М»	Запуск и полет в РТ
2003г. ноябрь	КАЗ и КА4 «Ямал»	Запуск и полет в РТ
2003г. декабрь	КА «Глонасс» и РБ «Бриз-М»	Запуск и полет в РТ
2004г. июнь	КА «Интелсат – 10»	Запуск и полет в РТ
2005г. февраль	KA «AMC-12»	Запуск и полет в РТ
2005г. апрель	КА2 и КА3 «Ямал»	КА-Х - сближение
2007г. март	КА4 «Ямал»	КА «Sinosat-2» - сближение

Заключение

10 летний опыт применения оптических средств в обсерватории на пике Терскол для мониторинга событий и решения задач навигации в околоземном пространстве показал:

• <u>- необходимость позиционных и фотометрических наблюдений на</u> этапах выведения объекта на заданную орбиту, при переводе его в рабочую точку (в случае геостационарной орбиты), при полёте в этой точке, а также на различных этапах пассивного полета объекта;

• <u>- преимущества независимого определения по данным оптических</u> наблюдений параметров орбитального движения небесных объектов с целью контроля качества управления их навигацией и верификации траекторных измерений, полученных другими техническими средствами;

• - необходимость мониторинга окрестностей объекта с целью обнаружения в непосредственной близости к нему посторонних и опасных объектов;

• - необходимость независимого контроля процессов на космических

аппаратах, в том числе: раскрытия панелей солнечных батарей, разделения блоков, их вращения, фрагментации и прогноза их движения.

Литература

1. В.К. Тарадий, А.В. Сергеев, Н.В. Карпов

Оптический мониторинг событий на переходных и геостационарных орбитах КА с помощью комплекса 2-м телескопа.// Сб. научных трудов НПО им. Лавочкина, вып.3, Москва, 2001

2. В.К. Тарадий, А.В. Сергеев, Н.В. Карпов, К.А. Богатырев

Астрономический комплекс на пике Терскол для наблюдения КА.// Сб. научных трудов НПО им. Лавочкина, вып.3, Москва, 2001

Высокоточные наблюдения высокоорбитальных объектов

Гришин¹ Е.А., Куимов² К.В., Новиков¹ С.Б., Семенцов² В.Н., Шаргородский¹ В.Д. ¹НИИ ПП, ²ГАИШ МГУ

С 60-х годов НИИ Приборостроения (теперь – НИИ ПП) и ГАИШ МГУ разрабатывали методы высокоточных определений координат космических объектов. В последнее время сложилась ситуация, когда дальномерные определения существенно точнее тангенциальных. В докладе рассмотрены последние результаты по повышению точности и оперативности определений угловых координат. Найдены оптимальные режимы наблюдений и методы редукции. Достигнута точность определения положений навигационных спутников 0.3–0.5" по одному кадру практически в режиме реального времени на инструменте, совмещающем в себе лазерный дальномер и камеру широкого поля схемы Рихтера-Слефогта.

High-precision Observations of Satellites at High Orbits

E.A.Grishin¹, K.V. Kuimov², S.B. Novikov¹, V.N. Sementsov², V.D. Shargorodskiy¹ ¹IPIE, ²Sternberg Astronomical Institute of Moscow State University

IPIE & SAI develop methodic of high-precision measurements of positions of space objects during 40 years. The last time situation is that the laser ranging has much more precision than tangential coordinates' determination. Our novelty is in fast and accurate determination of angular coordinates. The optimal schemes of observations and data processing were found for combined device consisting of Laser Ranger & Richter-Slevogt wide field camera. The accuracy achieved on single CCD frame in nearly real time is within 0.3–0.5 arcsec.

В начале 60-х гг. Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга и Научно-исследовательский институт прецизионного приборостроения (ранее – НИИП) начали совместную работу по разработке методов наблюдений дальних космических объектов с целью определения их сферических координат на небе. Под дальними объектами понимались космические аппараты (КА), направляемые к Луне, Венере и Марсу. В наши задачи входило определение координат и сообщение результата в центр управления не более чем через час после регистрации момента наблюдений. При этом ставилась цель проводить наблюдения до максимально большого расстояния.

Для наблюдений использовались телескопы-рефлекторы с диаметром 50 см (АЗТ-14) в Центре дальней космической связи около Евпатории и в обсерватории ГАИШ около Алма-Аты. В качестве фотоприёмника использовались телевизионные приёмники, разработанные в Военно-инженерной академии им. В.В. Куйбышева, позволявшие регулировать время накопления сигнала. Это сочетание позволяло наблюдать КА до расстояния ~150 000 км, а иногда и дальше. Поле зрения составляло не более 15 минут дуги. Определяемый объект отождествлялся по его движению в области неба, положение которой было предсказано поисковой эфемеридой КА.

Уровень развития панорамных фотоэлектрических приёмников не позволял в те времена обойтись без фотографического процесса. Изображение экрана телевизионного дисплея фотографировалось на плёнку, которая быстро обрабатывалась, включая сушку. Далее решалась обычная задача фотографической астрометрии: определение координат объекта по опорным звёздам. Измерения проводились вручную. Наибольшую трудность представляло отсутствие в те времена достаточно плотных опорных каталогов. Был разработан метод одновременного экспонирования области неба, где находился КА, на широкоугольной камере и телевизионным приёмником. Для связи полей с помощью коллиматора в оба поля проектировалась «световая марка». При вычислениях использовалась отечественная ЭВМ «Мир» (машина инженерных расчётов). Рассмотренная технология позволяла достичь точности в несколько угловых секунд и уложиться в требуемое время. В качестве примера приводим один из кадров того времени (рис. 1).



Рис. 1. Изображение КА Луна-23 и ракеты-носителя, полученное 28/29 октября 1974 г.

Современные фотоприёмники, астрометрические каталоги и компьютеры позволили увеличить точность на порядок, сократить время обработки одного наблюдения на три порядка и повысить проницающую силу на несколько звёздных величин. Рассмотрим, какие принципиально новые возможности предоставляет современная астрометрия и технология.

1. Международная небесная опорная система (International Celestial Reference System, ICRF) сформирована в виде списка координат внегалактических радиоисточников методами РСДБ, а в оптическом диапазоне представлена каталогом высокоточных координат звёзд, определённых КА HIP-PARCOS.

2. Международная земная опорная система (International Terrestrial Reference System, ICRF) сформирована в виде списка декартовых координат и скоростей их изменений для нескольких сотен станций на Земле. Связь упомянутых двух систем координат хорошо известна благодаря уточнению параметров вращения Земли.

3. Ряд высокоточных астрометрических каталогов: Опорный каталог Тихо (25 звёзд на квадратный градус, точность на современную эпоху не хуже 0.1 сек. дуги), Тихо-2 (точность немного хуже, но 50 звёзд на квадратный градус), USNO B1.0 (точность 0.3–1.0 сек. дуги, но ~25000 звёзд на квадратный градус), UCAC (точность ~0.07 сек. дуги, 1000 звёзд на квадратный градус, пока опубликован не полностью). Этот набор даёт возможность сформировать специальные опорные каталоги, наиболее подходящие для решения самых разнообразных задач слежения за КА на разных орбитах).

4. Алгоритмы обработки наблюдений, позволяющие распознать все объекты на снимке (кадре), определить их параметры в инструментальной системе координат (положение и оценку яркости) и провести редукцию в стандартную фотометрическую и координатную систему. Наиболее важным достижением является разработка автоматического распознавания объектов (в том числе и не точечных) и отождествления их с имеющимися в каталогах. Это позволяет определять характеристики как известных объектов (по целеуказаниям), так и в режиме поиска. Мы отнесём к наиболее важным также определение вида функции рассеяния точки на данном кадре по самому кадру.

5. Современные панорамные фотоприёмники, наиболее распространёнными из которых являются приборы зарядовой связи. Нам представляется наиболее важным из свойств этих приёмников то, что они производят изображение в цифровом виде, что позволило достичь невиданной ранее оперативности.

6. Новая технология управления телескопом позволяет использовать разнообразные режимы наблюдений: слежение за определяемым объектом, слежение за небом (за опорными звёздами) и др.

7. Лазерная локация позволяет определять расстояния со значительно большей относительной точностью, чем угловые координаты. Однако этот факт не отменяет и не снижает роли угловых измерений, хотя бы потому, что такой метод наблюдений применим скорее в виде исключения.

8. Развитие методики электрофотометрических наблюдений привело к 90-м годам к появлению достаточно больших и однородных каталогов фотометрических стандартов: WBVRм каталог ярких звезд северного неба (13600 объектов ярче 7.2^m с $\delta > -14^{\circ}$)), GSPC, каталоги фотометрических стандартов для GSC (GSPC-I около 22000 объектов до 15^m, GSPC-II – расширение первой версии до 19^m), а также фотометрические величины в каталоге Тусho-2. Данное обстоятельство, т.е. появление доступных для ПЗС фотометрических стандартов высокого качества в сочетании с большим динамическим диапазоном новых фотоприемников, позволяет улучшить точность фотометрических измерений на ПЗС кадре до 0.05–0.2^m в зависимости от режима наблюдения.

Используя перечисленные возможности, удалось повысить точность определения угловых координат с помощью Телескопа траекторных измерений Алтайского оптико-лазерного центра НИИПП (см. рис. 2) до 0.3– 0.5 сек. дуги, довести проницающую силу ИСЗ до 15^{*m*} и получать результат почти в реальном времени.

В качестве ближайших задач мы рассматриваем существенное повышение точности фотометрических измерений, как путём улучшения калибровки фотоприёмников, так и улучшением алгоритмов редукции. Имеются также резервы повышения точности угловых измерений.

Авторы приносят глубокую благодарность всем сотрудникам НИ-ИПП и ГАИШ, начинавшим эти пионерские в своё время работы, а также Ю.А. Шокину за предоставление старых снимков.



Рис. 2. Телескоп ТТИ АОЛЦ. Поверх основной трубы (лазерного дальномера) закреплена камера широкого поля и ПЗС приемник (находится в черной коробке).

Рис.3. Фрагмент (инвертированного) кадра со спутником ГЛОНАСС-021 (792). В 65 км по орбите – космический мусор

Глобальная система мониторинга геостационарной орбиты

Молотов^{1,2,3} И.Е., Агапов¹ В.М., Ибрагимов⁴ М.А., Литвиненко² Е.А., Алиев⁴ А., Гусева² И.С., Куприянов² В.В., Титенко⁵ В.В., Борисов⁶ Г.В., Русаков² О.П., Корниенко⁷ Г.И., Ерофеева⁷ А.В., Сальес⁸ Р.,

Гребецкая^{8,2} О.Н., Выхристенко⁹А.М., Инасаридзе¹⁰, Р.Я., Лих²Ю.С, Смирнов¹¹ С.Э.

¹ИМП им. М.В. Келдыша РАН, ²ГАО РАН, ³ОАО МАК «Вымпел», ⁴АИ им. Улугбека АН РУз, ⁵КМЗ им. Зверева, ⁶ГАИШ МГУ, ⁷УАФО ДВО РАН, ⁸БНАО, ⁹ПГУ им. Т.Г. Шевченко, ¹⁰ГНАО, ¹¹ИКИР ДВО РАН

E-mail: molotov@vimpel.ru, v.agapov@mail.ru, mansur@astrin.uzsci.net, abbasaliev@ rambler.ru

В 2004-2007 гг. была сформирована Научная сеть оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений (НСОИ АФН, ранее известная как ПулКОН). В её составе образована подсистема для слежения за крупными (>1м) объектами на геостационарной орбите (ГСО). Пункты наблюдений Пулково, Научный, Абастумани, Китаб, Уссурийск, Паратунка, Тариха, Тирасполь, образующие эту подсистему, дооснащены типовыми аппаратурой и программным обеспечением. За период с 1.01.2007 по 10.10.2007 было получено более 100 тысяч измерений вдоль всех 360° ГСО. С 2008 г. подсистема сможет обеспечить наполнение динамической базы данных ИПМ им. М.В. Келдыша РАН информацией по всем объектам в области ГСО не слабее 15,5^m, а с 2009 г. – и по большей части объектов на высокоэллиптических орбитах.

Global system for geostationary orbit monitoring

Molotov^{1,2,3}I.E., Agapov¹ V.M., Ibrahimov⁴ M.A., Litvinenko² E.A., Aliev⁴A., Guseva²I.S., Kouprianov² V.V., Titenko⁵ V.V., Borisov⁶ G.V., Rusakov²O.P., Kornienko⁷ G.I., Erofeeva⁷ A.V., Zalles⁸R., Grebetskaya^{8,2} O.N., Vihristenko⁹ A.M., Inasaridze¹⁰ R.Ia., Likh² Yu.S., Smirnov¹¹ S.E.

¹KIAM, ²CAO RAS, ³Vimpel JSC, ⁴AI UAS, ⁵ZKZ, ⁶SAI MSU, UAPO FEB RAS, ⁸BNAO, ⁹PSU, ¹⁰GNAO, ¹¹IKIR FEB RAS

During 2004-2007, the Scientific network of optical instruments for astrometry and photometry observations (earlier known as the PulCOO) is formed. Special subsystem for the tracking of the large objects (> 1 m) on geostationary orbit (GEO) is established. Pulkovo, Nauchny, Abastumani, Kitab, Ussuriysk, Paratunka, Tarija and Tiraspol observation facilities forming the subsystem are equipped with standard telescopes, CCD-cameras, GPS-receivers and software. More than 100 thousands measurements along 360° GEO ring are obtained during the period of 01.01.2007 – 10.10.2007. Since 2008 the subsystem will be able to provide the information for all objects in GEO area down to 15.5^{m} for the KIAM space debris database, since 2009 and for the most portion of high elliptical objects.

Введение

Работы по созданию Пулковской кооперации оптических наблюдателей (ПулКОН) начались в 2001 г. совместными усилиями ГАО РАН и ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, когда потребовалась поддержка экспериментов по РСДБ-локации спутников [1] координатными измерениями. В 2004 г. начались регулярные наблюдения избранных объектов на ГСО и эллиптических орбитах в Пулково, Научном, Маяках и Уссурийске. В течение 2005-2006 гг. в Центре сбора, обработки и анализа информации по космическому мусору при Баллистическом центре ИПМ им. М.В. Келдыша РАН было обработано более 130 тысяч измерений по объектам, размещённым вдоль ГСО на дуге в 340,9°. В результате было обнаружено 288 некаталогизированных объектов [2]. После нескольких этапов модернизации, выполненных в т.ч. при поддержке ОАО МАК «Вымпел» и включавших приобретение 20-и совре-менных ПЗС-камер, сформировалась НСОИ АФН. Сеть объединяет 15 обсерваторий, расположенных в России, Украине, Узбекистане, Таджикистане и Боливии, и, в сотрудничестве с обсерваториями Циммервальд (Астрономический институт Университета Берна) и Тенерифе (ЕКА), образует международную научную сеть оптических инструментов для наблюдений объектов на геоцентрических орбитах (ISON). В конце 2006 г. была принята новая стратегия развития Сети. С целью оптимизации её возможностей по наблюдению различных типов космических объектов [3] решено сформировать несколько специализированных подсистем телескопов. Две из них предназначены для обнаружения и сопровождения объектов крупнее 1-м (ярче 15,5^m) в области ГСО.

1. Телескопы для сопровождения ГСО-объектов.

Первоначально ПулКОН создавалась для слежения за избранными ГСО-объектами, поэтому в первую очередь обращалось внимание на географическое расположение наблюдательного пункта. Т.о. в рамках Сети была возобновлена работа 40-см двойных астрографов Цейсса в Уссурийске (конец 2004 г.), в Абастумани (начало 2006 г.) и Китабе (начало 2007 г.), а также 23-см экспедиционного астрографа в Тарихе (см. рис. 1). Кроме того, три новых 22-см телескопа RST-220 были установлены соответственно в Пулково (середина 2005 г.), Тирасполе (апрель 2007 г.) и Научном (октябрь 2007 г.), а покупной 25-см МЕАDE LXD-75 – в Паратунке (сентябрь 2007 г.). Т.о. обеспечена возможность наблюдений избранных объектов вдоль всей геостационарной орбиты.

Телескопы были дооснащены ПЗС-матрицами американской фирмы FLI (IMG1001E и IMG6303E), а также универсальным программным обеспечением АПЕКС-2 (http://apex.lna.gao.len.su) [4] и системой точной привязки времени измерений [5] на базе платы GPS-приемника Trimble resolution T, разработанными группой программной и технической поддержки Сети в Пулковской обсерватории. Экспедиции ГАО РАН побывали в каждой обсерватории с целью установки аппаратуры, тренировки наблюдателей и организации первых тестов.



Рис.1. 40-см двойной астрограф в Абастумани (слева), 23-см экспедиционный астрограф в Тарихе (справа).

Наблюдения ГСО-объектов выполняются по целеуказаниям академического Центра сбора, обработки и анализа информации по космическому мусору при Баллистическом центре ИПМ им. М.В. Келдыша. Одной из основных задач является сопровождение ГСО-объектов с блеском не слабее 15,5^{тм}, информация по которым отсутствует в публично распространяемых орбитальных данных, и которые были обнаружены во время целевых наблюда-

тельных кампаний [6]. Наблюдательная статистика для некоторых телескопов за 2007 г. приведена в Таблице 1. Всего за период с 1.01.2007 по 10.10.2007 было получено более 100 тысяч измерений вдоль всех 360° ГСО.

№	Пункт, телескоп	ночи	провод- ки	измерения
1	Абастумани, ДАЦ	68	556	9401
2	Китаб, ДАЦ	153	1096	25598
3	Научный, РН-1	65	6557	35580
4	Паратунка, LXD-75	2	19	279
5	Пулково, RST-220	30	1066	7913
6	Тариха, эксп. астро- граф.	37	868	7758
7	Тирасполь, RST-220	41	1154	8504
8	Уссурийск, ДАЦ	68	692	4416

Таблица 1. Статистика наблюдений за период с 01.01.2007 г. по 10.10.2007 г.

2. Телескопы для обнаружения некаталогизированных космических объектов.

В 2007 г. перед НСОИ АФН была поставлена задача обнаружения и сопровождения всех ГСО-объектов с блеском не слабее 15,5^m, поэтому было принято решение образовать подсистему поисково-обзорных 22-см телескопов с большим полем зрения. Пробная эксплуатация подобного телескопа

PH-1 с полем зрения 2,8°х2,8° в НИИ «КрАО» группой Василия Румянцева показала его чрезвычайно высокую эффективность [7]. Во время 22 обзоров ГСО, проведенных с июня по сентябрь 2007 г. было получено 15529 измерений по 660 каталогизированным и 88 ранее не известным высокоорбитальным объектам. Среди наблюдавшихся неизвестных фрагментов были найдены неожиданно яркие объекты с большим отношением площади к массе [8]. В 2007 г. проведены работы по комплектации существующих 22-см телескопов RST-22 крупноформатными ПЗС-камерами типа PL09000 и PL16803, а также начато серийное производство нового 22-см телескопа ORI-22. Два первых ORI-22 были установлены в Китабе (сентябрь 2007 г.) и Уссурийске (сентябрь 2007 г.). Поле зрения телескопов составило соответственно 2,7°х2,7° и 4°х4° (см. рис. 2).



Рис. 2. Новый 22-см телескоп ORI-22 с ПЗС-камерой PL09000 в Уссурийске на монтировке Кудэ-рефрактора и его поле зрения 4°х4°.

До конца 2007 г. планируется произвести ORI-22 для Паратунки и Абастумани, а к весне 2008 г. – и для Тарихи. Этапы ввода в строй поисково-обзорных телескопов и их характеристики представлены в Таблице 2. На первом этапе часть телескопов будет повешена на монтировки других инструментов (АКД в Пулково, ДАЦ в Китабе и Абастумани, Кудэрефрактор в Уссурийске).

Затем все они будут установлены на отдельные автоматизированные монтировки, которые сейчас находятся в разработке. В настоящее время пробные обзоры ГСО выполняются в Уссурийске и Китабе. В Уссурийске за 19 ночей работы с ORI-22 получено 4429 измерений, привязанных к 314 известным объектам на ГСО, 91 – на ВЭО, а также к 21 не каталогизированному объекту.

		1		
Nº	Пункт, телескоп	ПЗС-	Поле зре-	Месяц ввода в
		матрица	ния	строй
1	Китаб, ORI-22	IMG1001E	2,7°x2,7°	сентябрь 2007
2	Уссурийск, ORI- 22	PL09000	4°x4°	сентябрь 2007
3	Тирасполь, RST- 220	PL09000	4°x4°	октябрь 2007
4	Пулково, RST-220	PL09000	4°x4°	ноябрь 2007
5	Научный, RST- 220	PL16803	4°x4°	ноябрь 2007
6	Абастумани, ORI- 22	PL09000	4°x4°	декабрь 2007
7	Паратунка, ORI- 22	PL09000	4°x4°	декабрь 2007
8	Тариха, ORI-22	PL09000	4°x4°	март 2008

Таблица 2. Этапы ввода в строй поисково-обзорных телескопов.

Таким образом, ожидается, что после ввода в строй поисково-обзорных телескопов на всех 8-ми пунктах будет обеспечена возможность сопровождения не только всех ярких ГСО-объектов, но и значительной части высокоэллиптических объектов, периодически проходящих через область ГСО. Для обнаружения высокоэллиптических объектов на орбитах типа «Молния» с блеском не слабее 15,5^m в течение 2008 г. планируется развернуть подсистему из 4-х широкоугольных оптических камер с эффективной апертурой 15 см и полем зрения 4°х4°, которые будут установлены в Уссурийске, Китабе, Тарихе, и в Европейской части континента.

Заключение

В течение 2004-2007 гг. была создана Научная сеть оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений, которая вместе с зарубежными обсерваториями-партнёрами образует уникальную международную оптическую сеть. В её составе образована подсистема для мониторинга ГСО. Впервые в отечественной истории измерения по космическим объектам получаются вдоль всей геостационарной орбиты. При этом результаты накапливаются и обобщаются в Центре сбора, обработки и анализа информации по космическому мусору при Баллистическом центре ИПМ им. М.В. Келдыша и открыты для научного анализа. Ожидается, что с конца 2008 г. будет обеспечена возможность ведения динамической базы данных практически по всем высокоорбитальным объектам с блеском не слабее 15,5^m.

Литература:

1. Молотов Й.Е., Нечаева М.Б., Коноваленко А.А и др. Развитие метода РСДБ-локации в проекте LFVN. Изв. ГАО 218, 2006, стр. 402-414.

2. Molotov I., Agapov V., Titenko V. et al., "International scientific optical network for

Наблюдение ИСЗ -

space debris research", Adv. Space Res., 2006 (in press).

- 3. *Molotov I., Agapov V., Titenko V.* Optimization of International scientific optical network for goals of observations of different space objects. Proceedings of the 58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, 24 28 September 2007, 6 pages, IAC-07-A6.I.2.
- 4. *Kouprianov V.*, "Distinguishing features of CCD astrometry of faint GEO objects", Adv. Space Res., in press.
- 5. Русаков О.П., Куприянов В.В.Устройство для синхронизации наблюдений со службой точного времени GPS на базе модуля "Trimble Resolution T". Доклад, представленный на международной научной конференции "Наблюдение околоземных космических объектов", Звенигород, 23-25 января 2007, http://lfvn. astronomer.ru/report/0000018/GAO/index3.htm.
- Agapov V., Dick J., Guseva I. et al. Joint RAS/PIMS/AIUB GEO survey results. Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 18-20 April, 2005 (ESA SR-587, August 2005), Editor: D. Danesy, ESA Publication Division, ESTEC, Postbus 229, 2200 AG Noordwijk, Netherlands, pp. 119-124.
- Бирюков В.В., Румянцев В.В., Борисов Г.В. Оптический контроль околоземного космического пространства в Крымской обсерватории: текущее состояние и перспективы развития. Доклад, представленный на международной научной конференции "Наблюдение околоземных космических объектов", Звенигород, 23-25 января 2007, http://lfvn.astronomer.ru/report/0000018/CrAO/index2.htm.
- Agapov V., Schildknecht T., Akim E. et al.Results of GEO space debris studies in 2004-2005.
 57th IAC Final Papers DVD, Valencia, Spain, October 2-6, 2006, 15 pages, IAC-06-B6.1.12.

Система мониторинга геосинхронных объектов Коуровской астрономической обсерватории УрГУ

Захарова П.Е., Ќузнецов Э.Д., Гламазда Д.В., Горда С.Ю., Кайзер Г.Т. Астрономическая обсерватория Уральского государственного университета E-mail: <u>Polina.Zakharova@usu.ru</u>

В 2004–2007 гг. в Коуровской астрономической обсерватории Уральского государственного университета выполнена модернизация телескопов SBG и A3T-3.

На телескопе SBG установлена ПЗС-камера Alta U32 (матрица 2184 x 1472 элементов размером 6.8 x 6.8 мкм). Поле зрения системы составляет 40' x 60'. Анализ точности определения координат геосинхронных спутников показал, что средние значения среднеквадратической ошибки редукции с использованием линейной модели и полного квадратичного полинома при выборе звезд по всему полю снимка и локально практически равны и составляют 0.5 ± 0.1 ".

В 2007 г. на телескопе АЗТ-3 введена в строй ПЗС-камера Alta U6 (матрица 1024х 1024 элементов размером 24 х 24 мкм). Поле зрения системы - 17' х 17'. По результатам квазисинхронных наблюдений геосинхронных спутников, выполненных в мае и августе 2007 г. на ПЗС-системах телескопов SBG и АЗТ-3, построены предварительные и улучшенные орбиты геосинхронного объекта. Данные, полученные на разных телескопах, согласуются между собой, систематические расхождения

Система мониторинга геосинхронных объектов Коуровской АО 315

не выявлены. Максимальная разность О-С для координат не превышает 3", среднеквадратическая ошибка разностей О-С координат составляет 0.7"

Monitoring System of Geosynchronous Objects of the Kourovka Astronomical Observatory of the USU

P.E.Zakharova, E.D.Kuznetsov, D.V.Glamazda, S.Yu.Gorda, G.T.Kaiser Astronomical Observatory of the Urals State University

Modernization of SBG and AZT-3 telescopes had performed at the Kourovka Astronomical Observatory of the Urals State University in 2004–2007.

CCD-camera Alta U32 (CCD-matrix has 2184 x 1472 pixels, size of pixel is 6.8 x 6.8 μ) installed on SBG telescope. The field of view is 40' x **60'**. Analysis of the positional accuracy of geosynchronous satellites showed that mean values of the reduction mean-root-square error practically equal and come to $0.5 \pm 0.1''$ both linear and full-square reduction polynomial for both full field and local the star selection.

CCD-camera Alta U6 (CCD-matrix has 1024×1024 pixels, size of pixel is $24 \times 24 \mu$) had installed on AZT-3 telescope in 2007. The field of view is $17' \times 17'$.

Initial and improved orbits of geosynchronous satellite constructed on base of the quasi-synchronous observations which had carried out with CCD-systems on SBG and AZT-3 telescopes in May 2007. The observations which obtained on different telescopes are matched and systematic discrepancy does not reveal. The maximum difference O-C is less than 3" for coordinates, the mean-root-square error of differences O-C is 0.7" for coordinates.

This work was partially supported by the analytical official goal-oriented program "Development of Scientific Potential of Higher School (2006–2008)" of the Federal Agency for Education of the Ministry of Education and Science of Russia.

В 2004–2007 гг. в Коуровской астрономической обсерватории Уральского государственного университета выполнена модернизация телескопов SBG и A3T-3.

На телескопе SBG установлена ПЗС-камера Alta U32 (матрица 2184 х 1472 элементов размером 6.8 х 6.8 мкм), установлены шаговые двигатели и датчики углов.

Проведено исследование точности определения положений звезд с помощью программы IZMCCD [1]. Результаты показали, что для звезд, расположенных в центральной части снимка, ошибка определения экваториальных координат не превышает 0.3", а для звезд, находящихся на краю сниимка, ошибки координат могут достигать 0.7". Сравнение результатов редукции, полученных с использованием различных опорных каталогов (USNO, UCAC2 и TYCHO2), указывает на то, что в основном ошибки определения положений звезд обусловлены качеством изображений объектов. Влияние звездного каталога менее значимо.

За период с сентября 2006 г. по август 2007 г. по различным программам было проведено 9 сеансов наблюдений спутников на орбитах, близких

Наблюдение ИСЗ -

к геостационарным. В ходе обзорных наблюдений выполнялся многократный обзор геостационарной зоны шириной примерно 5° по склонению в интервале долгот 70 - 105° в.д. Во время обзора за 7.5 часов наблюдений было получено 480 ПЗС-снимков с экспозицией 10 сек, по которым определено 117 положений различных объектов. В других сеансах в течение ночи проводились наблюдения около 25 ГСС по эфемеридам и наблюдения отдельных спутников для исследования их орбитального движения. По этим наблюдениям во время каждого сеанса были получены экваториальные топоцентрические координаты ГСС и моменты времени в системе UTС, элементы предварительных орбит, а для некоторых спутников — вычисленные с помощью программы ISZ_TOMCK [2] улучшенные элементы орбит, выполнена идентификация отдельных объектов со спутниками Каталога ГСС.

Анализ точности определения координат геосинхронных спутников с помощью программы IZMCCD показал, что средние значения среднеквадратической ошибки редукции с использованием линейной модели и полного квадратичного полинома при выборе звезд по всему полю снимка и локально практически равны и составляют примерно 0.5". Среднеквадратическое отклонение наблюдений пассивного геосинхронного спутника от улучшенной по этим же наблюдениям орбиты составляет 1.5 – 3.5".

В 2007 г. на телескопе АЗТ-3 введена в строй ПЗС-камера Alta U6 (матрица 1024 х 1024 элементов размером 24 х 24 мкм). Поле зрения системы — 17' х 17'. Служба времени организована на основе GPS-приемника SlobalSat MR-350. В начале сеанса работы выполняется синхронизация показаний часов компьютера со шкалой GPS-приемника. В дальнейшем создается файл, содержащий поправки часов компьютера.

Для сопровождения процесса наблюдений геосинхронных спутников разработана программа Observer, позволяющая вычи4слять эфемериду спутника и прогнозировать его прохождение среди звезд. Особенностью ПЗС-системы телескопа АЗТ-3 является относительно малое поле зрения, в котором не всегда может находиться достаточное для астрометрической обработки число опорных звезд. С помощью программы Observer определяются моменты начала экспозиции ПЗС-кадров, гарантирующих попадание в кадр достаточного числа звезд.

В 2007 г. на ПЗС-системе телескопа АЗТ-3 выполнено два сеанса наблюдений геостационарных спутников по эфемеридам. Средняя производительность наблюдений составляет 4–5 объектов в час. Цикл наблюдений одного объекта включает получение 5–7 кадров на разных опорных площадках с экспозицией 10 с.

Для астрометрической обработки результатов наблюдений геостационарных спутников применялся разработанный в Коуровской астрономической обсерватории комплекс программ FitsSBG/FitsAZT, а также комплексы программ IZMCCD и APEX II, разработанные в ГАО (Пулково) РАН [1,3]. Среднеквадратическая ошибка выполнения астрометрической редукции при определении координат ГСС с помощью этих программ составляет менее 1".

По результатам наблюдений геосинхронных спутников, выполненных в мае и августе 2007 г. на ПЗС-системах телескопов SBG и АЗТ-3, построены предварительные и улучшенные орбиты для 31 объекта. Для 5 геосинхронных спутников реализованы квазисинхронные наблюдения. Данные, полученные на разных телескопах, согласуются между собой, систематические расхождения не выявлены. Максимальная разность О-С для координат не превышает 3", среднеквадратическая ошибка разностей О-С координат менее 1".

Авторы выражают искреннюю благодарность сотрудникам ГАО РАН за предоставленные программы обработки ПЗС-снимков.

Работа выполнена при частичной поддержке Министерства образования и науки РФ (Аналитическая ведомственная целевая программа «Развитие научного потенциала высшей школы (2006-2008 годы)») и МАК «Вымпел».

Литература:

1. Измайлов И.С. Программа IZMCCD <u>http://izmccd.puldb.ru/izmccdrus</u>, 2005 г.

- 2. Бордовицына Т.В., Батурин А.П., Авдюшев В.А., Конева П.В. Обновленный комплекс программ «Численная модель движения ИСЗ» // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики. Изд-во Том. ун-та. 2004.
- 3. Kouprianov V. Distinguishing features of CCD astrometry of faint GEO objects. // J. Advances in Space Research. 2007 (in press).

Космическая система на базе малых космических аппаратов для исследования техногенных космических частиц

Данилкин¹ В.А., Дубовиков¹ А.Г., Козлов¹ С.В., Мироненко² Р.Р., Пономарев¹ А.И., Сафронов² С.М. ¹ ГРЦ "КБ им. академика В.П.Макеева", ² ЗАО "Технотавр"

E-mail: src@makeyev.ru, technotavr@mail.ru

В конкурсе, организованном ЗАО "Технотавр" в 2006 году, и посвященном разработке космической системы для исследования техногенных космических частиц в околоземном пространстве в целях решения научных и коммерческих задач, связанных с проблемой "космического мусора", победило техническое предложение Государственного ракетного центра "КБ им. академика В.П.Макеева", предполагающее создание малого космического аппарата (до 350 кг), оснащенного двигательной установкой довыведения, необходимыми служебными системами и комплексом научно-коммерческой аппаратуры, который способен в реальном масштабе времени фиксировать попадания космических частиц размером от 1 мкм и более в широком диапазоне высот с одновременным определением параметров их движения и регистрацией собственного положения и ориентации космического аппарата. Это необходимо для обеспечения современными экспериментальными данными пространственно-временной модели распределения техногенных частиц и накопления информации для обеспечения безопасности космических полетов, в том числе долговременных пилотируемых.

Запуск космического аппарата предполагается осуществить ракетойносителем, созданной на основе баллистической ракеты подводной лодки РСМ-54.

Базовые элементы космического аппарата могут быть использованы в качестве универсальной космической платформы для обеспечения длительного функционирования на различных орбитах иной компактной научной аппаратуры (массой до 40... 45 кг) при любой заданной ориентации космического аппарата относительно Земли, Солнца, звездной системы координат.

Space System on the Basis of Small Spacecraft for Research Technogenic Space Debris

Danilkin¹ V.A., Dubovikov¹ A.G., Kozlov¹ S.V., Mironenko² R.R., Ponomarev¹ A.I., Safronov² S.M.

¹SRC "Makeyev Design Bureau", ² Joint-Stock Company "Technotavr"

In the competition organized by Joint-Stock Company "Technotavr" in 2006, and dedicated development of a space system for research technogenic space debris in near space with a view of the solution of the scientific and commercial tasks linked to a problem of "space debris", has won an engineering design of State Rocket Centre "Makeyev Design Bureau", supposing creation the small spacecraft (up to 350 kg) equipped with a propulsion system for injection, necessary service systems and a complex of scientific - commercial instrumentation which is capable to fix in real time hits of space debris by the size from one micron and more in a broad band of heights with simultaneous definition of parameters of their movement and registration of own position and orientation of spacecraft that is necessary for providing by modern experimental data of existential model of distribution technogenic debris and accumulations of the information for good safety outer-space flights, including long-term manned.

Injection to orbit of spacecraft is supposed to be realized the launch vehicle created on the basis of a submarine launch ballistic missile SS-N-23.

Base elements of spacecraft can be used in the capacity of a universal space platform for providing long-term functioning on various orbits of other compact scientific equipment (mass before 40...45 kg) the experimental gear at any given orientation of spacecraft concerning the Earth, the Sun and a sidereal coordinate system.

Введение

ЗАО "Технотавр" и ГРЦ "КБ им. академика В.П.Макеева" предложено создание космической системы "ЭКОС-Р" для исследования потоков космических частиц в широком диапазоне высот на основе малого космического аппарата (КА) "Орбитер-0".

Космическая система "ЭКОС-Р"

Техническим заданием [1] предусмотрена необходимость регистрации частиц размером от 1 мкм и более на высоте 200...1000 км с одновременным определением направления и скорости полета частиц.

Анализ структуры и характеристик системы "ЭКОС-Р" с использованием критерия "объем информации / затраты" показал следующее [2]:

– эллиптическая орбита КА с апогеем 1000...1100 км, перигеем 500... 700 км и наклонением i=83° обеспечивает возможность многократного проведения измерений практически во всех точках заданного высотного диапазона и в большом диапазоне широт;

- необходимые измерения могут быть проведены одним КА;

– передача телеметрической (служебной и целевой) информации на Землю может производиться дискретно при прохождении КА в зоне видимости наземных командно-измерительных пунктов, а также в режиме реального времени с использованием каналов спутниковой персональной связи;

– весь комплекс научного оборудования может быть размещен на КА с рабочей (на целевой орбите) массой около 300 кг;

– выведение КА на целевую орбиту может быть осуществлено с помощью ракеты-носителя (РН) "Штиль", созданной на базе баллистической ракеты подводной лодки PCM-54 с минимальном объемом доработок.

Малый космический аппарат "Орбитер-0"

Базовая универсальная платформа КА, адаптированная для использования совместно с ракетой-носителем "Штиль" с учетом особенностей функционирования РН, включает приборные отсеки, контейнеры с солнечными батареями, силовую конструкцию, а также двигательную установку довыведения и коррекции орбиты (запас топлива до 88 кг). Установочная масса КА 430 кг, включая топливо и защитные устройства.

Для размещения целевой аппаратуры массой до 45 кг могут быть предоставлены:

– объемы внутри приборных отсеков КА (суммарно до ≈ 30 дм³), обеспеченные термостабилизацией и защитой от непосредственного воздействия внешних факторов;

– два объема (по 40 дм³ каждый), защищенные от внешнего воздействия на участке полета РН;

 – четыре объема (до 50 дм³ каждый), не защищенные от факторов космического пространства и воздействия со стороны РН;

– электроэнергия (напряжение 25...27 В, средневитковая мощность до 30 Вт);

 передача на Землю телеметрической (целевой) информации в режиме реального времени (до 9,6 кбит/с) и во время сеансов связи (до 50 Мбит за сеанс);

- информация о точном местоположении и ориентации КА;

- доведение команд, передаваемых через командную радиолинию.

Наблюдение ИСЗ -

КА способен длительно поддерживать любую заданную ориентацию относительно Земли, Солнца, звездной системы координат.

Комплекс научной аппаратуры

На начальном этапе разработки КА "Орбитер-0" в состав комплекса научной аппаратуры включены ионизационно-конденсаторный контактный датчик пленочного типа со структурой "металл-диэлектрик-металл" с эффективной площадью поверхности до 6 м², сетчатый индукционный бесконтактный датчик и ионный бесконтактный датчик [3].

Рассматриваются также конденсаторный контактный датчик со структурой "металл-диэлектрик-полупроводник-металл", оптоэлектронная и комбинированная (резистивные и акустические датчики) системы регистрации частиц [4] и др.

ЗАО "Технотавр" и ГРЦ "КБ им. академика В.П.Макеева" приглашают к сотрудничеству организации, способные предложить свои варианты контактных и бесконтактных датчиков регистрации частиц микронного размера и определения их динамических параметров, а также принять участие в разработке комплекса научной аппаратуры и алгоритмов обработки получаемой информации.

Заключение

Результаты подробного длительного исследования космического мусора могут быть использованы для создания пространственно-временной модели распределения техногенных частиц в околоземном космическом пространстве в целях обеспечения безопасности космических полетов, в том числе пилотируемых, для выявления источников загрязнения космического пространства и определения их интенсивности, а также в качестве исходных данных для генератора случайных чисел (удар частицы в конкретную ячейку регистрирующего датчика случаен), используемого в научных и коммерческих проектах.

Комплекс, состоящий из базовой универсальной платформы КА "Орбитер-0" и ракеты-носителя "Штиль" может быть предложен для выведения в космос и обеспечения длительного функционирования любой другой целевой аппаратуры на высоте до 1000 км. При этом условия размещения и функционирования целевой аппаратуры на КА типа "Орбитер-0" в сочетании с низкой стоимостью конверсионной ракеты-носителя не могут не заинтересовать научные и коммерческие организации, не имеющие возможности профинансировать выведение крупномасштабного космического аппарата на серийной ракете-носителе.

Литература

 Тактико-техническое задание на разработку и выпуск технического предложения по созданию космической системы на базе малых космических аппаратов для решения научных и коммерческих задач, связанных с исследованием проблемы "космического мусора" в околоземном пространстве. Шифр. "ЭКОС-Р", ЗАО "Технотавр", 2006

- Проект "ЭКОС-Р". Космическая система на базе малых космических аппаратов для исследования техногенных и естественных космических частиц в околоземном пространстве, ГРЦ, 2006
- 3. Рабочие материалы по чувствительным датчикам для проекта "ЭКОС-Р", Самарский государственный аэрокосмический университет, 2006
- Анализ конкурсных материалов ГРЦ "КБ им. академика В.П.Макеева" в части, касающейся целевой аппаратуры. ЗАО "Технотавр", 2007

Исследование причин роста вероятности столкновения на геостационарной орбите

Епишев В.П., Мотрунич И.И., Климик В.У., Мацо А.М., Кудак В.И. Лаборатория космических исследований Ужгородского национального ун-та E-mail: <u>space@univ.uzhgorod.ua</u>

Исследуются вероятности столкновения космических аппаратов на геосинхронных орбитах, их изменение за последние 5 и 10 лет, причины этих изменений.

Research of Reasons of Increase of Probability of Collision on Geostationary Orbit

Epishev V.P., Motrunich I.I., Klimyk V.U., Matso G.M., Kudak V.I.

The probabilities of collision of space vehicles on geosynchronous orbits, their change for last 5 and 10 years, reason of these changes are investigated.

Введение

Вероятность столкновения космических объектов на геостационарной орбите относительно небольшая, но она постоянно растет с увеличением количества «мусора» в зоне активных геостационарных спутников (АГС). В 2006 году из 16 АГС, выработавших свой ресурс, только 7 спутников удалось вывести на 270 км выше от геостационарной орбиты [1]. Кроме того, неудачный запуск спутника 06022А добавил два дрейфующих объекта, пересекающих геостационарную орбиту. После 2014 года, когда орбиты первых геостационарных спутников начнут возвращаться в плоскость экватора, опасность столкновений на геостационарной орбите возрастет еще больше.

Вероятности столкновения на геостационарных и геосинхронных орбитах. Особенности движения либрационных спутников.

Большинство АГС имеют эксцентриситет в пределах 0,0001 – 0,0005. Неуправляемые геосинхронные объекты (НГО), приближающиеся к геостационарной орбите на опасное расстояние меньшее 100 км, имеют эксцентриситет значительно больший, но спутники с эксцентриситетом e < 0,005 вообще не приближаются к геостационарной орбите ближе 25 км [2]. Распределение опасных приближений НГО к геостационарной орбите по географической долготе λ, согласно данным каталога на 1996 год [3], в интервале больше 10 лет можно приближенно представить периодической кривой с периодом 60° [2]. Кривая плотности распределения имеет сильные максимумы в точках $\lambda = 50^{\circ}$, 110°, 170°, 230°, 290°, 350°.

Изменение долготы λ либрационных спутников типа l_1 и l_2 опишем гармоникой

$$\lambda = A \cdot \sin\left(\frac{2\pi \cdot t}{T} + \varphi\right) + \lambda_0 . \tag{1}$$

Параметры гармоники А, Т, ф, λ_0 для каждого спутника можно вычислить методом наименьших квадратов. Рассмотрим только спутники типа l_1 . Среднеквадратическое отклонение $\Delta \lambda$ значений λ , полученных из наблюдений, от вычисленных по формуле (1) с точностью 0,025° представляется параболой:

 $\Delta \lambda = 1,32 \cdot 10^{-5} \cdot T^2 - 0,0175 \cdot T + 5,75$

Все параметры (A, T, ϕ , λ_0) гармоники (1) зависят между собой. Их можно заменить одним параметром λ_{\min} – западным предельным положением спутника. Эта связь представляется полиномами [4]:

$$A = 68,5 - 0,80575 \cdot \lambda_{\min} - 0,0015478 \cdot \lambda_{\min}^{2},$$
(2)
$$T = 725,607 + 1,4822 \pm 4 + 0,0050774 \pm \frac{4}{3} + 0,00101025 \pm 43$$
(2)

$$f' = \frac{735,60}{14} + \frac{1,4832 \cdot A}{14} + \frac{0,0059}{14} \cdot \frac{A^2}{4} + \frac{0,00101925 \cdot A^3}{1925 \cdot A^3}, \tag{3}$$

 $\lambda_{0} = 72,6195 + 0,013757 \cdot T - 0,000014815 \cdot T^{2}.$ (4) Коэффициенты полиномов вычислялись по выборке 50 спутников типа l, методом наименьших квадратов. Формулу для определения фазы получаем из (1):

$$\varphi = -\frac{2\pi \cdot t}{T} + 2\pi n - \frac{\pi}{2} \ . \tag{5}$$

Соотношения (1) - (5) представляют собой функцию изменения долготы $\lambda = f(t, \lambda_{\min})$ активного спутника (находящегося на долготе $\lambda_{\min} < 75^{\circ}$) между коррекциями. Они позволяют определять время коррекции и другие параметры. Их можно также использовать для исследования риска столкновений в зоне «колокации» [5]. Либрационные спутники не представляют большой опасности для АГС, главным образом, из-за малого дрейфа. Из всех опасных сближений (<100 км) НГО с АГС сближения со спутниками типа *l* составляют только 0,2%.

Для оценки вероятности столкновения геосинхронных объектов определяется плотность распределения *p*(*r*) минимального расстояния между ними при опасных сближениях. Если спутники имеют средний диаметр d, то вероятность столкновения Р при опасном сближении рассчитывается как интеграл от p(r) в пределах от нуля до d [6, 7]. Плотности распределения представляются полиномами второй степени, полученными методом наименьших квадратов по соответствующим точкам – частотам опасных сближений, приведенным к единичному интервалу расстояний *r*. Опасные сближения определялись на некотором интервале времени по данным каталога ГО. При опасных сближениях вероятность столкновения НГО с АГС меньше (в 2,3 раза), чем вероятность столкновения двух НГО [7]. Так как количество опасных сближений НГО с АГС значительно меньше опасных сближений двух НГО, то в итоге получим, что вероятность столкновений на геостационарной орбите в 75 раз меньше вероятности столкновений геосинхронных спутников.

Только небольшое количество дрейфующих спутников являются опасными для АГС. Из рассчитанных движений спутников по данным каталога [3] в интервале 5 лет (1990 – 1995 гг.) следует, что 36% всех опасных сближений случались с 5 дрейфующими спутниками [2]. Резкое увеличение вероятности столкновения НГО начинается уже при наклонах орбиты $i = 2^{\circ}$. Возврат орбит спутников первых запусков в плоскость экватора, которые могут повлиять на вероятность столкновений с АГС, начнется в 2014 году со спутников 66053J, 68050J. Опасность от этих НГО небольшая, так как они находятся достаточно далеко от геостационарной орбиты. Значительный максимум вероятности столкновения на геостационарной орбите ожидается в 2020 году. Он будет обусловлен нулевым наклоном орбиты спутника 70055А. Этот спутник будет особенно опасным, так как его апогей и перигей находятся по разные стороны геостационарной орбиты.

Изменение вероятности столкновения на геостационарной орбите за последние 10 лет.

Для оценки изменения риска столкновения НГО с АГС в интервале ~10 лет (1996 – 2006 гг.) нами вычислены вероятности столкновения в интервале IX.1994 – VIII.1997 по данным каталога ИТА РАН на 1996 год [3] и в интервале VIII.2004 – V.2007 по каталогу ESA на начало 2006 года [8]. Вероятность столкновения за сутки определялась как частота столкновения на шаге разбиения ($\Delta t = 50$ суток), деленная на длину этого шага. Для определения столкновений вычислялись положения всех дрейфующих и активных спутников с шагом 0,01 суток. В расчетах движения спутников учитывались силы притяжения Солнца и Луны, неоднородности гравитационного поля Земли. Результаты имеют вероятностный характер из-за ограниченной точности элементов орбит каталога ESA и самих вычислений. Оценка точности вычислений проводилась следующим образом: по двум каталогам (РАН на 1996г. [3] и ESA на 2006 г. [8]) определялись положения спутника в 2005 году. Сравнения полученных результатов позволило уточнить ошибки вычислений положения дрейфующих НГО на интервале 10 лет: $\Delta \lambda = 10,1 \pm$ $0,4^{\circ}$; $\Delta \phi = 1,3 \pm 0,6^{\circ}$, но только с некоторой ограниченной точностью. Плотность распределения расстояния между спутниками г при опасном сближении (<100 км) вычислялась в виде полинома 2-й степени методом наименьших квадратов по значениям r при каждом сближении из массива всех опасных сближений: $P(r) = 0.952 \cdot 10^{-4} r + 1.630 \cdot 10^{-6} r^2$. Вероятность столкновения

Наблюдение ИСЗ -

 $P_z = 3,0.10^{-9}$ при опасном сближении определялась как интеграл этой функции. Пределы интегрирования в данном случае: от 0 до суммы средних радиусов двух спутников.

На рис.1 приведены кривые изменения вероятности столкновения за сутки НГО с АГС на интервале 1000 дней: 1994 – 1997 гг. за ка-



талогом ИТА РАН [3] (кривая 1) и 2004-2007 гг. за каталогом ESA [8] (кривая 2). Из массива исходных данных следует, что за 10 лет вероятность столкновения на интервале 1 сутки увеличилась в 5,0 раз: с $P_1 = 0,053 \cdot 10^{-8}$ $\pm 0,025 \cdot 10^{-8}$ do $P_2 = 0,264 \cdot 10^{-8} \pm$ 0,062·10⁻⁸. Количество АГС за десять лет увеличилось в 1,49 раза, неуправляемых объектов - в 2,05 раза [3, 8]. Казалось бы, ожидаемое увеличение риска – порядка 3,05. Но положение в действительности хуже. Причиной такого резкого увеличения риска является невывод на "кладбище" отслу-

живших свой срок активных спутников. И все же, несмотря на наблюдаемое быстрое увеличение риска, средняя вероятность столкновения на геостационарной орбите за год по данным каталога [8] остается пока довольно малой: $P_{row} = 0.95 \cdot 10^{-6} \pm 0.21 \cdot 10^{-6}$.

Риск столкновения за последние 5 лет.

Для исследования риска столкновения на геостационарной орбите в последние годы использовали 4 выпуска (6 – 9) каталога геосинхронных объектов ESA [9, 10, 8, 1], выходящие ежегодно и содержащие значения элементов орбит ГО на конец декабря. По данным этих каталогов построены кривые изменения вероятности столкновения АГС с НГС на интервале 700 суток так, чтобы эпоха каталога находилась приблизительно в центре этого интервала. В расчетах использовали все дрейфующие НГО из соответствующего каталога, кроме некоторых спутников, орбиты которых находятся далеко за пределами геостационарной орбиты (более 900 км). Соответствующие кривые на рис.2 обозначены цифрами 6, 7, 8, 9. Эпохи каталогов обозначены 4 штрихами на оси времени. Сильный максимум на последней кривой обусловлен НГО 97016А (Thaicom 3), его время приблизительно совпадает с эпохой каталога [1]. Этот тайландский спутник исчерпал свой ресурс в 2006 году, но его не удалось вывести за пределы зоны АГС [1]. Орбита данного объекта оказалась очень опасной для них: $i = 0,3^\circ$, дрейф $-5,5^\circ/_a$,
расстояние до геостационарной орбиты изменяется в пределах от 57 до 814 км. Неудача с его выводом на "кладбище" увеличила риск столкновения на геостационарной орбите на некоторое время в 4 раза.



Рис.2. Изменение вероятности столкновения на геостационарной орбите за сутки в интервале 5 лет.



Рис.3. Прогноз вероятности столкновения на геостационарной орбите за сутки на 2010 – 2015 гг.

Движение спутника Thaicom 3 в 2006 – 2007 гг. моделирует ситуацию с возвращением плоскости орбиты опасных НГО в плоскость экватора, когда наклон $i \approx 0^{\circ}$. Вероятности рассчитывались, как средние на интервале 50 суток. Они на рис.2 обозначены точками (кружочками). По этим точкам определялась линейная регрессия (рис.2):

$$P = (0,00007840 \cdot t - 3,913) \cdot 10^{-8}, \tag{6}$$

где P – средняя вероятность столкновения на ГЕО за сутки, t – время в МЈD. Коэффициент корреляции $\rho = 0,22$. Из (6) следует, что за последние 5 лет вероятность столкновения НГО с активными ГС увеличилась приблизительно в 1,7 раза: из $0,21\cdot10^{-8}$ до $0,35\cdot10^{-8}$. Причина в основном обусловлена неудачами в выводе отработанных спутников за пределы ГЕО и в некоторой мере увеличением количества геосинхронных объектов. По данным 4 каталогов среднее значение вероятности столкновения на ГЕО за год на этом 5-летнем интервале $P_{\rm rm} = 1,1\cdot10^{-6} \pm 0,5\cdot10^{-6}$.

Данные последнего каталога [1] использовали для прогноза риска столкновения на геостационарной орбите на протяжении 1800 суток: 2010 – 2015 гг. (рис.3, кривая 1). Кривая 2 на рис.3 – это изменение вероятности столкновения на протяжении 2002 – 2007 гг. Она получена по точкам из рис.2. Два близких значения из разных каталогов на один и тот же момент времени усреднялись. Кривая 1 находится на графике значительно ниже, чем кривая 2. Это объясняется тем, что очень опасные НГО имеют малый наклон орбиты. Со временем их наклон увеличивается, и они перестают быть такими опасными. Согласно данным, по которым строились графики, среднее за 5 лет (2010 – 2015 гг.) значение вероятности столкновения на геостационарной орбите за год уменьшится до $P_{rog} = 0,55 \cdot 10^{-6} \pm 0,15 \cdot 10^{-6}$, то есть приблизительно в 2 раза. В действительности это может быть лишь в том случае, если в следующие 8 лет все отработанные спутники будут выводиться за пределы зоны АГС, не будет аварий при запуске спутников, не изменится количество геосинхронных объектов.

Литература.

- 1. Arregui J.P., Jehn R. Classification of geosynchronous objects. Issue 9. Darmstadt: ESA ESOC, 2007. 119p.
- 2. *Спішев В.П., Мотрунич І.І., Клімик В.У.* // Космічна наука і технологія. Т.13, №1, Київ: НКАУ, НАНУ, 2007. С.49-53.
- 3. Сочилина А.С., Киладзе Р.И. и др. Каталог орбит геостационарных спутников. С.-Петербург: ИТА РАН, 1996. 103с.
- Клімик В.У., Кізюн Л.М., Нестерук М.П. // Кинематика и физика небесных тел. Т.18, №5, – Киев: ГАО НАНУ, 2002. – С.464-470.
- Kirichenko A.G., Kizyun L.M., Klimik V.U. // Proceedings of the Third European Conference on Space Debris. – ESTEC: Noordwijk, 2001. – P. 125-130.
- Кlimik V., Kizyun L. // Кинематика и физика небесных тел. Приложение. № 5 Киев: НАНУ, 2005. – С.393-397.
- 7. *Єпішев В.П., Мотрунич І.І., Клімик В.У. //* Космічна наука і технологія. Т.10, №5/6, К.: НКАУ, НАНУ, 2004. С.159-163.
- 8. *Hernandez C., Jehn R.*. Classification of geosynchronous objects. Issue 8. Darmstadt: ESA ESOC, 2006. 119p.
- 9. *Hernandez C., Jehn R.*. Classification of geosynchronous objects. Issue 6. Darmstadt: ESA ESOC, 2004. 110p.
- Serraller I., Jehn R. Classification of geosynchronous objects. Issue 7. Darmstadt: ESA ESOC, 2005. – 113p.

Совместный проект НИИ «Николаевская Астрономическая Обсерватория» и Львовской астрономической обсерватории по позиционным наблюдениям ИСЗ

Козырев Е.С., Сибирякова Е.С., Шульга А.В.¹

Апуневич С.В, Билинский А.И., Благодыр Я.Т., Вирун Н.В.,

Вовчик Е.Б., Погвиненко А.А., Мартынюк-Лотоцкий К.П²

¹НИИ « Николаевская астрономическая обсерватория»,

E-mail: shulga@mao.nikolaev.ua

² Львовский национальный университет имени Ивана Франко, АО E-mail: virun@astro.franko.lviv.ua

В данной статье представлено описание совместных работ, проводимых НИИ «Николаевской астрономической обсерваторией» (НИИ НАО) и Львовской астрономической обсерваторией (ЛАО), по определению параметров орбит низкоорби-

-Околоземная астрономия - 2007

тальных искусственных спутников Земли (ИСЗ). Отображены шаги по модернизации технического состояния телескопов и программного обеспечения наблюдений на телевизионных ПЗС-камерах, в результате которых значительно увеличились качество и количество наблюдений ИСЗ. Представлены результаты обработки данных совместных наблюдений низкоорбитальных ИСЗ на телескопах «Скоростной автоматический комплекс» (г. Николаев) и ТПЛ-1М (г. Львов). Демонстрация возможностей синхронных наблюдений стартов малоразмерных ИСЗ (в частности элементов кластерного запуска PH «Днепр» с КА EgyptSat-1) показала целесообразность наблюдений с использованием ТВ ПЗС-камер и короткофокусных объективов с большим рабочим полем 1°÷4°.

Joint project of RI "Nikolaev Astronomical Observatory" and Lviv Astronomical Observatory on positional observations of satellites.

Kozyrev E., Shulga A., Sibiryakova E.,¹

Apunevich S., Bilinsky A., Blagodyr Ja., ,Martynyuk-Lototsky K., Virun N., Vovchyk E.²

> ¹ RI "Nikolaev astronomical observatory", ² Ivan Franko National University of Lviv, Astronomical observatory.

The article presents the description of preliminary works carried out in RI "Nikolaev astronomical observatory" and Lviv astronomical observatory to provide with observational data orbit parameters of the elements of cluster's launching carrier rocket "Dnepr" and "EgyptSat-1". There are represented steps on modernization the technical conditions of telescopes and software of observations with TV CCD camera, following considerably increasing number and quality of observations of artificial satellites. The results of data processing and analysis of joint observations of Low Earth orbit satellites, which were carried out on telescopes "Fast Robotic Telescope" (Nikolaev) and TPL-1M (Lviv) are given. Demonstration of opportunities of the synchronous observations of small artificial satellites launchings shows the advisability of observations using TV CCD camera and short-focus lens with wide view field about $1^{\circ} \div 4^{\circ}$.

Введение

В 2006 году на базе двух обсерваторий: НИИ «Николаевская Астрономическая Обсерватория» и Львовская астрономическая обсерватория (ЛАО), организован совместный проект мониторинга низкоорбитальных космических объектов (КО) для обеспечения ГКБ «Южное» данными о параметрах орбит элементов кластерного запуска ракетоносителя «Днепр» с космическим аппаратом «EgyptSat». Наблюдения ИСЗ проводились на телескопах «Скоростной автоматический комплекс» (САК) г. Николаев и ТПЛ-1М г. Львов.

Для проведения позиционных наблюдений искусственных спутников Земли в НИИ «НАО» проводились следующие подготовительные работы:

 доработка программного обеспечения для наблюдения на азимутальной монтировке;

- модернизация программного обеспечения на телевизионных ПЗС-

Наблюдение ИСЗ -

камерах – скользящее накопление изображения КА, в результате которого значительно увеличилась проницающая способность телескопа;

- установка фотографического объектива D = 57мм F = 85мм, что привело к значительному увеличению поля зрения.

Во Львовской астрономической обсерватории проводились следующие работы:

- установка объектива «Уран-9» D=100 мм, F=250мм с высокочувствительной ТВ-ПЗС камерой.

- обучение персонала методике наблюдений КА, разработанной в НИИ « НАО».

- пробные наблюдения низкоорбитальных КА и обработка графических данных.

Основные характеристики телескопа САК:

параллактическая;
+46° 58′ 20.″47;
+31° 58′ 27.″05;
 не меньше 20°;
±180°;

Оборудование телескопа:

- датчики углов – на обеих осях датчики абсолютных величин серии М600;

- привода – двигатели переменного тока с блоком управления;

- синхронометр службы времени НИИ «НАО»;

- короткофокусный фотографический объектив D = 57 мм, F = 85 мм; - высокочувствительная $\frac{1}{2}$ " ТВ ПЗС камера, размер рабочего поля – 4° х 3°, частота - 25 кадров в секунду.

Основные характеристики телескопа ТПЛ-1М [1]:

- монтировка —	азимута	льная	;	
- широта места положения	I -	+49°	55'	03.»25;
- долгота места положени	я -	+23°	57'	15.»87;
- угол места, что наблюда	ется —	не	мені	ьше 20°;
- азимут ИСЗ, что наблюда	ается —			$\pm 180^{\circ}$

Оборудование телескопа:

привода – шаговые двигатели ШД 5 с блоком управления;

- служба времени: синхронометр, стандарт времени и частоты, GPS -приемник;

 объектив «Уран -9» D = 100 мм, F = 250 мм;
 высокочувствительная ½" ТВ ПЗС камера, размер рабочего поля – 1° 50' х 1° 10', частота 25 кадров в секунду.

Программное обеспечение телескопов

Управление процессом наблюдения на телескопах САК и ТПЛ-1М осуществляется распределенным программным комплексом, разработанным в НИИ «НАО». Программы комплекса взаимодействуют через специальную программу –коммутатор по TCP/IP протоколу и могут работать как на одном, так и на разных компьютерах.

Программный комплекс состоит из:

- Motion - программа управления наведением телескопа САК.

 Video – программа наблюдения с использованием телевизионной ПЗС камеры;

- CCD - программа обработки изображений с КА;

- Ephemerid - программа управления автоматическим наблюдением КА.

- Motion_TPL - программа наведение телескопа ТПЛ-1М [2].

Процесс наблюдений КО

Перед наблюдениями был проведен анализ целеуказаний и отобраны оптимальные точки наблюдений с учетом характеристик телескопов САК и ТПЛ- 1М, зон видимости и яркости объектов. Спутники наблюдались при неподвижном телескопе комбинированным ПЗС методом с привязкой по времени к синхронометру. Для наблюдений ИСЗ осуществлялось скользящее накопление видео кадров в течение ±30 секунд от расчетного времени пролета космического аппарата (рис.2). Время накопления рассчитывалось по 1/5 времени пролета через поле. Для привязки экваториальных координат ИСЗ параллельно проводилось накопление изображения звезд, в результате – получается кадр с точечным изображением звезд (рис.1) и эквивалентной экспозицией 20 секунд.



I.

Puc.1. Кадр с изображениями опорных звезд.

Рис.2. Кадр с наблюдаемым КА.

Этапы обработки наблюдений:

Предварительная обработка изображения:

- вычитание темнового изображения – для устранения темнового тока, накапливающегося в ячейках ПЗС матрицы;

 деление на плоское поле – для устранения неравномерности чувствительности ПЗС матрицы.

Обработка кадров опорных звезд.Кадры с опорными звездами обрабатывались программой "Astrometrica" до экваториальных координат

Наблюдение ИСЗ –

опорных звезд. Программа позволяет отождествлять звезды с каталогом и вычислять их экваториальные координаты. В настройках программы можно изменять параметры телескопа, пользоваться различными каталогами звезд Обработка серий кадров объектов производилась программой "CCD".

Обработка включает следующие этапы:

- формирование усредненного фонового кадра для всей серии;
- вычитание фонового кадра из всех кадров серии;
- ручной выбор объекта на двух соседних кадрах серии;
- автоматический выбор объекта на остальных кадрах серии.

Расчет экваториальных координат спутника производился программой SatAnalys. Для расчета использовались следующие данные: прямоугольные (X, Y) и экваториальные (α , δ) координаты звезд на опорных кадрах. Программа вычисляет экваториальные (α , δ) координаты спутника на эпоху звездного каталога или на эпоху наблюдений.

Получение элементов орбит КО.

Элементы орбит КО были получены с помощью программы KeplerOrbita3. Программа KeplerOrbita3 классическим методом Лапласа рассчитывает предварительные элементы орбит. Полученные значения элементов орбит улучшаются методом дифференциальных поправок. Дополнительно добавлена возможность вычисления орбит спутников на нескольких витках.

Анализ наблюдений и качество целеуказаний

Качество целеуказаний достаточно для наблюдения оптическими средствами с полями ~ 1 градус, ошибка по времени не превышает 3 сек. Было проведено 10 ночей наблюдений на телескопах САК и ТПЛ -1М. Количество ночей, серий и кадров наблюдений приведено в табл.1. Для космических аппаратов 11117, 11118, 11120, 11123 и 31127 были вычислены элементы орбит.

Таблица	1.	Количество	наблюдений	объектов
			TC	

КО	Номер ЦККП	Количество ночей наблюдений	Количество серий наблюдений	Коли- чество кадров	Телескопы
EGYPTSAT 1	11117	7	11	43	САК, ТПЛ
SAUDISAT 3	11118	7	11	45	САК, ТПЛ
ГДЭ	11120	10	20	71	САК, ТПЛ
SL-24 R/B	11123	8	39	233	САК, ТПЛ
SAUDICOMSAT 7	31119	1	1	2	САК
SAUDICOMSAT 6	31121	3	3	10	САК, ТПЛ
OBJECT F	31122	1	1	4	САК
SAUDICOMSAT 5	31124	1	1	2	ТПЛ
SAUDICOMSAT 4	31127	1	3	8	САК

Заключение

1. Наблюдения на телескопе САК (НИИ «НАО») и ТПЛ-1М (ЛАО) показало целесообразность наблюдений стартов малоразмерных ИСЗ на неподвижном телескопе с использованием ТВ-ПЗС камер и короткофокусных объективов с большим рабочим полем 1°–4°.

2. Оперативность наблюдения спутников в оптическом диапазоне и обработки позволяют уточнять элементы орбит и целеуказания ИСЗ.

Литература :

- *I. A.Bilinsky, Ya.Blagodyr, A.Lohvynenko, S.Ternavska* Station reports: Lviv, Ukraine // International laser Ranging Service 2003-2004 Annual Report, June 2005, pp.B-26 – B-27
- 2. Билинский А.И., Мелех Б.Я. Управление работой лазерного дальномера в системе RTLinux // «Проблемы управления и информатики» №2 (2005), с.103-106

Исследования малоразмерных геостационарных объектов в обсерватории на пике Терскол в 2006 – 2007 годах

Андреев М. В., Бахтигараев Н.С., Сергеев А.В., Титов Д.Л. ¹ – ТФ ИНАСАН, ² - ИНАСАН E-mail: nail@inasan.ru, sergeev@terskol.com

В 2006 г. в Терскольском филиале ИНАСАН начались регулярные наблюдения фрагментов космического мусора на геостационарной орбите. Исследования ведутся на телескопах ЦЕЙСС-2000, ЦЕЙСС-600 и Celestron NexStar 11 (D = 0,28 m, F = 1,8m) в обсерватории на пике Терскол (Кабардино-Балкария, РФ). Расположение обсерватории и существующая аппаратура (ПЗС- приемники с редукторами фокуса) позволяют обнаруживать и регистрировать объекты до 20-й звёздной величины на геостационарной орбите от 115° в.д. до 35° з.д. Регулярно обнаруживаются мелкие фрагменты космического мусора, отсутствующие в каталогах. Например, 20 мая 2007 года был обнаружен неизвестный фрагмент 18-й зв. вел., который наблюдался в течение четырех последующих ночей. Приводятся результаты позиционных и фотометрических наблюдений. Работы проводятся в сотрудничестве с НПО им. С.А. Лавочкина, ОАО «МАК «Вымпел», ГАО РАН и ИПМ РАН.

Geostationary space debris' researches in Terskol observatory in 2006 – 2007

M. V. Andreev¹, N.S. Bakhtigaraev², A.V. Sergeev¹, D.L. Titov² ^{*i*} - *Terskol Branch of INASAN*, ²- *INASAN*

From 2006 in Terskol branch of INASAN regular observations of space debris on the geostationary orbit have begun. Researches are conducted on telescopes Zeiss-2000, Zeiss-600 and Celestron NexStar 11 (D = 0.28 m, F= 1.8m). The arrangement of the observatory and the existing equipment (CCD-receivers with reducers of focus) allow to find out and register objects up to 20-th star magnitude on the geostationary orbit on longitudes from 115 $^{\circ}$ E to 35 $^{\circ}$ W. Many fragments of space debris not presented in

catalogues are found out. Unknown fragment of 18 star mag. was detected on May 20, 2007 and observed next four nights. Results of observations are presented. Works are spent in cooperation with Lavochkin Association, Vympel Scientific Production Company, Pulkovo Observatory and Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS.

Актуальность изучения космического мусора, особенно на геостационарной орбите, с каждым годом возрастает. Всё чаще выявляются непрогнозируемые возмущения в движении не функционирующих геостационарных КА. Это может говорить о росте количества их столкновений с фрагментами разрушений, в результате чего появляется множество новых фрагментов [1, 2]. Наблюдения фрагментов космического мусора имеют свои особенности. Их блеск слабее 15 звездной величины и сильно меняется, элементы их орбиты подвержены плохо прогнозируемым изменениям вследствие влияния давления солнечной радиации (объекты имеют малый вес и сложную форму с большим отношением площадь/масса). Наблюдательные средства Системы Контроля Космического Пространства как в США, так и у нас в России были созданы для обнаружения и сопровождения космических аппаратов размерами более 1 метра, поэтому для наблюдений мелких объектов привлекаются крупные оптические телескопы. Например, в обсерватории Европейского Космического Агентства на острове Тенерифе (Испания) телескоп Цейсс-1000 с редуктором фокуса практически полностью используется только для исследований по этой проблеме. По их данным, на геостационарной орбите находится еще столько же неизвестных фрагментов размерами от 15 см до 60 см, сколько и каталогизированных объектов размерами более 1 м. [3]. Схожее соотношение количества неизвестных фрагментов к каталогизированным объектам на ГСО получается по данным наблюдений и в США. Результаты наших наблюдений в Симеизе и на пике Терскол, хотя для полноценной статистики их явно недостаточно, согласуются с этими данными. Во время поисковых наблюдений в поле зрения попадали примерно одинаковое количество известных (ярче 15-й зв.вел.) и неизвестных (слабее 16-й зв.вел.) объектов. Поиск новых объектов на ГСО в основном выполнялся по методике и эфемеридам, предоставленным К. Григорьевым (ГАО РАН) [4].

Оптические наблюдения фрагментов космического мусора с блеском слабее 16-й зв.вел. выполнялись на комплексе 2-м телескопа Цейсс-2000 [5]. Объекты ярче наблюдались и на телескопах ЦЕЙСС-600 и Celestron NexStar 11. Съемка объектов на Цейсс-2000 выполнялась посредством двухканального редуктора ИАЭМП, установленного в фокусе Кассегрена, с фотоприемной ПЗС-камерой с матрицей 561х512 пиксел фирмы FOTOMETRICs с азотным охлаждением кристалла. Рабочее поле зрения примерно 8 на 8 угловых минут, время считывания – 10 сек. Проницающая сила при наблюдениях фрагментов КО на ГСО до 20 –й зв величины. Среднеквадратичные ошибки измерений положений слабых КО составляют около 0,5 угловых секунд. Среднеквадратические ошибки измерений положений фрагмента № 1428 по наблюдениям 27 августа 2006 г на Цейссе-2000 (средние значения по прямому восхождению – 0,65, и по склонению - 0,22 угловых секунд соответственно) приводятся на рис. 1. В августе 2006 г. был обнаружен неизвестный фрагмент 18,5-й звездной величины, наблюдались и другие слабые объекты.



Рис 1. Среднеквадратические ошибки измерений положений фрагмента № 1428 (27 авг. 2006 г.)

20 мая 2007 также был обнаружен неизвестный фрагмент с блеском от 17-й до 19-й звёздной величины. Мы измерили более 400 положений этого объекта за 20, 21, 22, 23 мая 2007 года. Обработка этих наблюдений была выполнена В.Чазовым в ГАИШ МГУ. Вычисленные им средние элементы орбиты приводятся в табл. 1.

21.05.2007 (МЮД 54241,0)
0.0166364
9.74924 (градусы)
330.46317 (градусы)
208.20954 (градусы)
124.84926 (градусы)
1.004220328 (обор. за сутки)

Таблица 1. Средние элементы	орбиты	объекта	90060.
-----------------------------	--------	---------	--------

Кроме шести элементов орбиты вычислялся и эмпирический коэффициент светового отражения, который оказался примерно 9,0·10⁻⁹ (километр за квадрат секунды времени), что приблизительно соответствует отношению площади поверхности объекта к его массе, равной 2,0 (метр в квадрате на килограмм). Это значение в десять и более раз превышает номинальные значения отношения площадь-масса для большинства ГСС. Средняя квадратическая



Рис. 2. Изображения обнаруженного 20 мая 2007 г. в Терскольской обсерватории неизвестного фрагмента (над стрелкой) и каталожного объекта (сложены 4 кадра с интервалом в 30 сек).

погрешность одного измерения составила 0,72 секунды дуги. Это несколько ниже инструментальной точности, возможно при вычислениях нужно учитывать и изменение эмпирического коэффициента светового отражения. Без вычисления этого коэффициента орбита даже на таком коротком интервале времени вычислялась с очень грубой точностью. Объект был включён в динамическую базу данных ИПМ им. Келдыша под номером № 90060. На рис. 2 и рис.3 показаны изображения этого объекта в четырёх сложенных кадрах (одновременно получились и изображения каталожного объекта 14-й зв. вел.) и оценки блеска в моменты наблюлений.



Рис. 3. Изменение блеска фрагмента № 90060.

Заключение

Результаты проведенных наблюдений фрагментов космического мусора на геостационарной орбите показали эффективность наблюдательной аппара-

туры, методики наблюдений в обсерватории на пике Терскол. На наш взгляд, такие работы, особенно поисковые наблюдения объектов 19-20 зв.вел., являются перспективными для решения научных и прикладных задач.

Литература

- 1. *А.М.Микиша, Л.В.Рыхлова, М.А.Смирнов.* "Загрязнение космоса". Вестник Российской Академии наук, том 71, № 1, 2001, стр.26-31.
- 2. *Molotov I., Agapov V.* Optimization of International Scientific Optical Network for Goals of Observations of Different Space Objects. // Proc. of the 58th Session of International Astronautical Congress (IAC). Hyderabad, India. Sept. 24-28, 2007. http://lfvn. astronomer.ru/report/0000024/index.htm
- 3. *Schildknecht T. et al.* Optical observations of space debris in high-altitude orbits// Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 18-20 April 2005, p.
- 4. *Grigoriev, K.* "On the Modelling of Satellite Fragmentations in the Geostationary Ring: Spatial Motion Area, Strategy and Results of Optical Observations". Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris (ESA SP-587). 18-20 April 2005, ESA/ ESOC, Darmstadt, Germany. Editor: D. Danesy. p.645.
- 5. *V.Tarady, Ya.Yatskiv.* The New 2m RCC Telescope in the Northern Caucasus for Modern Astronomical Research // Astron.Astrophys.Trans.- 1997.- N 13,- P.19-21.

Анализ техногенной опасности для геостационарных космических аппаратов вблизи точки либрации 75 ° ВД

Клишин¹ А.Ф., Чазов² В.В., Бахтигараев³ Н.С., Костюк³ Н.Д. ¹- НПО им. С.А. Лавочкина, ²- ГАИШ МГУ, ³-ИНАСАН E-mail: zov@sai.msu.ru, nail@inasan.ru

Приводятся результаты расчетных оценок на 2007 и 2008 годы опасных сближений космических объектов с точками стояния КА вблизи точки либрации 75 ^о вост. долготы. Проведен анализ расчетных ситуаций опасных сближений, выявлены преимущественные направления сближений. Существуют несколько космических объектов, количество опасных сближений которых с КА на точках стояния 70-80 ^о ВД в сотни раз выше, чем у остальных КО на ГСО. Обсуждаются ведущиеся в ИНАСАН исследования по изучению космических объектов, представляющих особую опасность для КА вблизи 75 ^о ВД.

Technogenic hazard analysis to geostationary satellites near the libration point at 75 $^{\rm 0}$ E

A.F. Klishin¹, V.V. Chazov², N.Ŝ. Bakhtigaraev³, N.D. Kostyuk³ ¹– Lavochkin Association; ²-SAI MSU; ³- INASAN

Results of calculations of dangerous approachements of space objects with points of standing geostationary satellites near to a longitude 75 ° E on 2007 and 2008 are presented. The analysis of dangerous approachements situations is carry out, predominant directions of approach are detected. The activities of INASAN on studying of space objects, representing special danger for geostationary satellites close to longitude 75 ° E is discussed.

Наблюдение ИСЗ

Для расчетной оценки опасных сближений КО с заданными точками стояния КА использованы параметры движения КО из общедоступных каталогов и наблюдения, выполненные в ИНАСАН [1,2,3]. Программное приложение для расчётов разработано на основе численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли [4]. Программа "GeoSynEs" по заданным каталогам выполняет прогноз положений и скоростей всех КО на выбранном интервале времени. Через каждые 0,25 суток записываются коэффициенты полиномов Чебышева, аппроксимирующие положения объектов. Запись коэффициентов необходима для последующего анализа движения КО. Для анализа массива информации составлена программа "Gra-SynEx", которая позволяет проводить расчеты ситуаций сближения КО с заданными точками стояния с выбранным шагом по времени.

Был выполнен долгосрочный прогноз положений искусственных спутников Земли, находящихся на стационарных орбитах (ГСС) в интервале времени с января 2007 г. до сентября 2009 года. Шаг по времени выбран равным 0.001 суток. На каждом шаге для всех ГСС вычисляются относительные координаты X, Y, Z и модуль расстояния R объекта от точки стояния. Ситуации, для которых численные значения модуля расстояния R < 100 километров, считались опасными. Если R < 20 км, то ситуация считалась особенно опасной. Моделирование ситуаций выполнено для набора 535 пассивных ГСС из каталога ЕКА для точек стояния от 70,0 до 80,0 градусов ВД. Результаты расчетов сближений для точки стояния 75° ВД на 2007 и 2009 годы для 535 неуправляемых ГСО проиллюстрированы на рисунке 1. Отметим, что хотя расчёты выполнены для реальных ГСО с максимально возможной точностью, они носят качественный характер. Расчёты были сделаны и для других объектов, в том числе для малоразмерных, из зонального каталога КО пунктов наблюдения ИНАСАН.



Рис.1. Результаты расчетов сближений для точки стояния 75° ВД на 2007 – 2009 годы с шагом 0,001 суток для 535 неуправляемых ГСО. По оси абсцисс отложено время. Единица измерений – месяц. По оси ординат отложен модуль расстояния ГСС относительно заданной точки. Общее число событий – 1207, опасных сближений – 21.

При анализе преимущественных направлений опасных сближений была принята система координат, показанная на рис.2. Точка стояния расположена в плоскости экватора Земли. Положение точки задаётся численным значением географической долготы. Расстояние точки стояния от центра Земли составляет 42165.0 километров. Точка стояния вращается вместе с Землёй.



Рис. 2. Система координат. Центр помещён в точку стояния. Ось **ОХ расположе**на в плоскости экватора по направлению вращения Земли, ось **ОУ перпендикулярна** плоскости экватора, ось **О**Х направлена по радиусу Земли.

При анализе выявлены следующие особенности.

1. В 2006 году из 4955 анализированных ситуаций сближения до 110 км реальных КО с точкой 76 вост.долг. 96 % сближений произошли с запада. Имеется преимущественное направление сближений вдоль оси X (восток - запад). Максимальные скорости сближений с востока (4% от общего количества) были на порядок меньше скоростей сближений с запада (0,013 км/сек против 0,12 км/сек).

2. Количество сближений может отличаться в несколько раз для разных точек стояния и в разные годы. Это объясняется наличием нескольких КО с небольшой амплитудой либрационного движения вокруг восточной точки либрации, которые периодически на много суток как бы «зависают» вблизи рассмотренных нами точек стояния.

3. Имеется несколько известных каталогизированных КО, представляющих особую опасность для КА вблизи точки стояния 75 ° ВД. Это объекты Луч 1-1 (№ 95054А), SIRIO 1 (№ 77080А), Galaxy 4 (№ 93039А) и Радуга 32 (№ 94087А). Из 4955 проанализированных ситуаций опасных сближений реальных КО с точкой стояния 76 ° ВД в 2006 г. 30 % сближений произошли с объектом Луч 1-1.

4. Зависимости количества ситуаций сближения фрагментов космического мусора с КА от долготы заданных точек стояния КА вблизи 76 ⁰ ВД до 2007 года не было выявлено. Это объяснялось отсутствием до 2007 г. обнаруженных фрагментов с либрационным движением вокруг точки 75 ⁰ ВД с небольшой амплитудой. К сожалению, ситуация изменилась после появления объекта № 90073 в 2007 г.

Объект № 90073 был обнаружен и каталогизирован кооперацией ПУЛКОН по наблюдениям НИИ КрАО [5, 6, 7]. По эфемеридам, предоставленным В.М. Агаповым (ИПМ им. Келдыша РАН), на Терскольской обсерватории ТФ ИНАСАН было получено 147 положений за 29, 31 октября, 1, 4, 10 и 12 ноября 2007 года. При обработке наблюдений число улучшаемых параметров было принято равным семи. Полученные средние элементы орбиты на эпоху 29 октября 2007 года (MJD = 54402.0) приведены в табл. 1.

Эпоха элементов	29.10.2007
Эксцентриситет	0.0030757910
Угол наклонения	1.8186771329 (градусы)
Долгота восходящего узла	266.3355455799 (градусы)
Аргумент перигея	307.4934655047 (градусы)
Средняя аномалия	246.9300734812 (градусы)
Среднее движение	1.0026148515 (обор. за сутки)

Таблица 1. Средние элементы орбиты объекта 90073.

Таблица 2. Прогноз сближений объекта 90073 с точками стояния 71 – 80 ^о в 2007 – 2008 гг.

Дата	ΔΧ	ΔΥ	ΔZ	ΔR	λ	Дата	ΔΧ	ΔΥ	ΔZ	ΔR	λ
14.04.2007	15.5	-1.0	67.6	69.4	80.0						
15.04.2007	-50.4	0.7	67.8	84.5	79.9	05.06.2007	25.4	-7.8	71.3	76.1	75.0
20.04.2007	27.3	1.7	-56.2	62.5	80.0	06.06.2007	-47.5	-6.0	71.5	86.0	74.9
21.04.2007	-40.2	4.5	-56.1	69.2	80.0	10.06.2007	62.0	-0.2	-58.8	85.4	75.1
12.08.2008	-27.7	-3.2	93.0	97.1	80.0	11.06.2007	-10.7	5.0	-58.4	59.6	75.0
13.08.2008	34.5	-19.2	91.4	99.5	80.1	22.06.2008	7.5	-10.5	86.3	87.3	75.0
25.04.2007	11.6	-6.6	68.4	69.7	79.0	15.06.2007	31.7	-9.4	71.7	79.0	74.0
30.04.2007	75.9	-0.2	-56.9	94.9	79.1	16.06.2007	-40.3	-0.8	72.4	82.8	74.0
01.05.2007	6.3	3.1	-56.7	57.1	79.0	20.06.2007	68.3	-1.2	-59.5	90.6	74.1
02.05.2007	-63.4	7.5	-56.5	85.2	78.9	21.06.2007	-3.8	6.7	-58.9	59.4	74.0
02.08.2008	28.4	-17.4	89.9	95.9	79.0	12.06.2008	2.4	-9.2	85.9	86.5	74.0
05.05.2007	52.0	-14.4	68.8	87.4	78.1	25.06.2007	42.2	-10.3	72.2	84.2	73.1
06.05.2007	-17.4	-2.1	69.7	71.9	78.0	26.06.2007	-29.3	-2.8	72.8	78.5	73.0
11.05.2007	34.5	-3.6	-57.6	67.2	78.1	01.07.2007	10.0	3.9	-59.9	60.8	73.0
12.05.2007	-36.3	9.1	-56.8	68.0	78.0	02.07.2007	-61.3	8.0	-59.7	85.9	72.9
22.07.2008	-3.0	0.8	90.4	90.4	78.0	02.06.2008	1.8	-8.8	85.6	86.1	73.0
22.07.2008	-9.0	-24.6	87.6	91.4	78.0						
						06.07.2007	-8.8	-4.2	73.3	73.9	72.0
16.05.2007	7.4	10.3	71.3	72.4	77.0	11.07.2007	36.1	8.7	-60.5	70.9	72.1
21.05.2007	50.1	0.5	-57.8	76.5	77.1	12.07.2007	-34.2	5.9	-60.8	70.0	72.0
22.05.2007	-22.1	6.1	-57.4	61.8	77.0	23.05.2008	11.4	-10.5	85.2	86.6	72.0
12.07.2008	9.1	-11.7	87.9	89.1	77.0						
						16.07.2007	25.3	-8.2	73.6	78.3	71.0
26.05.2007	18.5	-6.1	70.9	73.5	76.0	17.07.2007	-43.0	0.2	74.3	85.9	70.9
27.05.2007	-53.7	0.2	71.3	89.3	75.9	22.07.2007	8.8	-8.6	-62.9	64.1	71.0
31.05.2007	57.4	-2.5	-58.4	81.9	76.1	23.07.2007	-57.7	13.1	-61.5	85.3	70.9
01.06.2007	-14.8	12.0	-57.5	60.5	76.0	12.05.2008	-31.3	-2.5	85.8	91.4	71.0
02.07.2008	11.6	-11.8	86.9	88.5	76.0	13.05.2008	36.3	-15.2	84.6	93.3	71.1

-Околоземная астрономия - 2007



Рис. 3. Изменения параметров овижения объекта 90073.

Опенка эмпирического коэффициента светового отражения оказалась равной величине 4.6.10-10 (километр за квадрат секунды времени), что приблизительно соответствует отношению площади поверхности объекта к его массе, равной 0.1 (метр в квадрате на килограмм). Это значение близко к номинальной величине для обычных ГСС. Значение среднего движения спутника 1.0026 оборота за сутки позволяет отнести его в список «либрашионных» объектов в каталоге ЕКА. Период либрации составляет 750 суток, минимальное значение географической долготы равно 63.1°, максимальное значение географической долготы равно 86.8°. На рис. показаны изменения пара-3 метров движения за 12 лет. В табл. 2 представлены оценки

минимальных расстояний объекта от выбранных точек стояния по осям координат и модулю расстояния в километрах. Последняя колонка содержит значение географической долготы точки стояния в градусах

Заключение

Техногенная опасность для геостационарных космических аппаратов вблизи точки либрации 75 ⁰ ВД существенно выше, чем для КА, удалённых от этой точки, так как существуют КО, особо опасные для КА с точками стояния от 70 ⁰ ВД до 80 ⁰ ВД. Это объекты Луч 1-1 (№ 95054А), SIRIO 1 (№ 77080А), Galaxy 4 (№ 93039А) и Радуга 32 (№ 94087А). В 2007 году появился и малоразмерный объект 90073. Вполне вероятно, что имеются и другие, пока не обнаруженные объекты. В ИНАСАН при тесном сотрудничестве с кооперацией ПУЛКОН продолжаются позиционные и фотометрические наблюдения таких объектов для уточнения их теории движения и выявления их возможных фрагментаций.

Литература:

 Arregui J.P., Jehn R.. Classification of Geosynchronous Objects. Issue 9. - ESOC, Darmstadt, Germany. Feb. 2007. – 119 p.

Наблюдение ИСЗ -

- 2. NORAD two-line elements. http://www.celestrak.com/NORAD/elements/.
- 3. Андреев М.В., Бахтигараев Н.С., Сергеев А.В., Титов Д.Л. Исследования малоразмерных геостационарных объектов в обсерватории на пике Терскол в 2006 2007 годах. // (В наст. сб.).
- 4. Чазов В.В. Основные алгоритмы численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли. // Труды ГАИШ. 2000. Т.68. С.5-20.
- Molotov I., Agapov V. Optimization of International Scientific Optical Network for Goals of Observations of Different Space Objects. // Proc. of the 58th Session of International Astronautical Congress (IAC). - Hyderabad, India. Sept. 24-28, 2007. http://lfvn.astronomer.ru/report/0000024/index.htm
- 6. High Geocentric Orbit Space Debris Circular No. 1-4. 2007. Editor: V. Agapov. Keldysh Institute of Applied Mathematics. http://lfvn.astronomer.ru/main/report.htm
- 7. Вольвач А.Е., Румянцев В.В. и др. Исследования фрагментов космического мусора в геостационарной области. "Космическая наука и технология" (НКАУ) http://lfvn. astronomer.ru/report/0000004/p000004.htm.

Фотометрические наблюдения избранных объектов на ГСО в Симеизском отделении КрАО

Андреев¹ М.В., Бахтигараев² Н.С., Крючков² С. В., Николенко³ И.В., Рыбалова³ М.Н ¹ – *ТФ ИНАСАН*, ² - *ИНАСАН*, ³ - *НИИ «КрАО»* E-mail: nail@inasan.ru, niki@simeiz.ylt.crimea.com

В Симеизском отделении НИИ «КрАО» давно проводятся наблюдения космических объектов на геостационарной орбите. В последнее время особое внимание уделяется изучению космического мусора на ГСО, в том числе фотометрическим наблюдениям. Для наблюдений используется телескоп Цейсс-1000 с редуктором фокуса.

Photometric Observations of the Geostationary Objects in Simeiz Observatory of CrAO

Andreev¹ M. V., Bakhtigaraev²N.S., Krjuchkov² S.V.,

Nikolenko³ I.V., Rybalova³ M.N.

¹-TB INASAN, ²-INASAN, ³-CrAO

The positional and photometric observations of space debris on the geostationary orbit have regular basis in Simeiz branch of the research institute KrAO. Observations are hold at 1-meter telescope Zeiss-1000 using CCD-receivers with reducers of focus.

При исследованиях космического мусора важную роль играют фотометрические наблюдения, которые позволяют оценить размеры и форму наблюдаемых объектов, вносят существенный вклад в изучение их движения. Телескоп Цейсс-1000 Симеизского отделения КрАО, где проводились наблюдения, представляет собой оптическую систему Ричи-Кретьена-Куде с зеркалом диаметром 1016 мм и фокусным расстоянием 13.3 м. ПЗС- приемник S1С, производства НПП "Электрон-Оптроник". Использовался фокальный редуктор, который укорачивает фокус телескопа до 1.9 м., что даёт возможность получить рабочее поле размером 25 на 25 угловых минут. Географическое положение обсерватории позволяет проводить наблюдения объектов на стационарной орбите от 105° в.д. до 35° з.д. с вышеназванной системой до 18-19 зв. величины [1].

18 апреля 2006 г во время сеанса поисковых наблюдений фрагментов космического мусора был обнаружен объект 16-й звездной величины, который действительно оказался неизвестным фрагментом, связанным с разрушением ракеты-носителя на геостационарной орбите, который был позже «переоткрыт» партнёрами кооперации ПУЛКОН и внесён в «динамическую



Рис. 1. Изменение блеска неизвестного фрагмента, обнаруженного 18 апреля 2006 г.



Рис. 3. Кривая блеска фрагмента 44032 по наблюдениям 27 октября 2006 г. UTC 21 ч 19 мин-21 ч 24.



Рис. 2. Кривая блеска фрагмента № 44032 по наблюдениям 24 октября 2006г.



Рис. 4. Кривая блеска КА Радуга 4 по результатам наблюдений 9 октября 2007 г.

Наблюдение ИСЗ

базу данных» в ИПМ им. Келдыша РАН [2, 3]. Блеск объекта часто станобазу данных» в ини им. Келдыша ГАН [2, 5]. влеск объекта часто стано-вился слабее 18 звездной величины и он через 40 минут нами был «утерян». Изменение блеска объекта отображено на рис. 1. Обрабатывались только те кадры, где объект был ярче 17 звездной величины. На рисунках 2 и 3 приводятся кривые блеска фрагмента № 44032 (нумерация ИПМ им. Келдыша РАН) по результатам наблюдений 24 и 27

(нумерация инги им. келдыша РАН) по результатам наолюдении 24 и 27 октября 2006 г. Блеск этого объекта во время наблюдений менялся почти в 100 раз. Фотометрирование проводилось без синхронизации камеры S1C секундными временными метками с GPS – приемника для получения минимального интервала между измерениями. Время накопления – 1 секунда. Приведём также кривую блеска КА Радуга 4 (рис. 4) по результатам наблюдений 9 октября 2007 г. Такие наблюдения мы проводим для обнаружения возможного разрушения нескольких крупных объектов путём сравнения фотометрических данных, полученных в разные эпохи наблюдений. Результаты проведенных наблюдений фрагментов космического му-

сора на геостационарной орбите показали как эффективность наблюдатель-ной аппаратуры, методики наблюдений, так и необходимость дальнейшей модернизации аппаратуры. На наш взгляд, такие работы являются перспективными для решения научных и прикладных задач.

Литература

- 1. Смирнов М.А., Барабанов С.И., Крючков С.В., Зенькович А.Д., Неяченко Д.И., Николенко И.В., Гафтонюк Н.М. «Комплекс 1-м телескопа в Симеизской обсерватории для наблюдений небесных тел в околоземном космическом пространстве». В сб.: «Околоземная астрономия XXI века». М.: ГЕОС, 2001. С. 275- 282. 2. Вольвач А.Е., В.В. Румянцев и др. Исследования фрагментов космического мусора
- в геостационарной области. «Космическая наука и технология» (НКАУ) http://lfvn. astronomer.ru/report/0000004/p000004.htm.
- 3. High Geocentric Orbit Space Debris Circular No. 1-4. 2007. Editor: V. Agapov. Keldysh Institute of Applied Mathematics. http://lfvn.astronomer.ru/main/report.htm.

О применении широкопольных линзовых объективов для задач контроля космического пространства Сухов¹ П.П., Волков¹ С.К., Карпенко¹ Г.Ф., Губин¹ Е.Г., Титенко² В.В., Ямницкий³ В.А., Ткаченко³ А.А. ¹АО ОНУ, Одесса. ²КМЗ им. Зверева, Москва. ³ОНИИ ВС, Харьков. E-mail: psukhov@farlep.net

На основе проведенных в Одесской Астрономической обсерватории (ОАО) наблюдений, показана возможность успешного применения доступной отечественной линзовой оптики для задач мониторинга высокоорбитальных космических объектов. С объективом «Таир-19 500\3», при проницающей способности 15^m.5 за 10 секунд накопления, среднеквадратичная ошибка (СКО) измерений координат малоподвижных геостационарных спутников составила не более 2 arcsec. Около 90% измерений имели СКО не более 1 arcsec. При обзоре зоны экватора от 10°E - 37°5W шириной 5°, площадью 500 град², с перекрытием соседних кадров, обнаружены все 46 активные ГСС, имеющие наклонение к экватору < 2°.5., пассивные ГСС-12 штук, 2 высокоэллиптические (НЕО). Показана перспективная возможность использования широкопольной оптики (ШПО) для мониторинга LEO на орбитах высотой до 2 000 км. Из 39 LEO зафиксированных в течение 1 часа в режиме «бим-парк» (неподвижный телескоп), 35 объектов (90%) уверенно отождествлены по каталогу NORAD.

About using wide lens field optics for observations artificial satellites and space surveillance Sukhov¹P., Volkoff¹S., Karpenko¹G., Gubin¹E., Titenko²V., Yamnitsky³V., Tkachenko³A. ¹AO ONU, Odessa ²KME, Moscow ³HMU, Harkov

On base results of the observations in Odessa astronomical observatory (Ukraine), is shown. The possibility of the using domestic wide field lens optics for monitoring high orbital objects. With wide field lens optics "Tair-19 500\3", limited mag = $15^{m}.5$ per 10 seconds of the accumulation, average square-error (ASE) of the measurements of the coordinates slowly moving GSS not more than 2 arcsec. About 90% measurements has ASE less 1 arcsec. At surveillance of the area of the equator by width 5° areas 500 deg² are discovered 46 active GSS, 12 passive GSS and 2 high elliptical orbital satellites (HEO). Is shown perspective possibility of the use WFO for monitoring LEO height before of 2 000 km. 90% of 39 objects LEO fixed in mode "beam-park" in current 1 hour, surely are identified using catalog NORAD.

Для мониторинга околоземного космического пространства с целью обнаружения каталогизированных низко и высокоорбитальных ИСЗ, обнаружения новых КО блеском до 15^m, астероидов опасно сближающихся с Землей, необходимо большое поле зрения телескопа, градусы - десятки градусов. При малых размерах светочувствительной поверхности современных приемников излучения типа ПЗС, увеличение поля зрения можно достигнуть одним из следующих методов:

- изготовление линзового редуктора поля (преобразователя, укорачивающее фокусное расстояние) для зеркальных телескопов.
- изготовление новой зеркально-линзовой оптики с большим полем зрения.
- использование ПЗС с бульшим размером рабочей поверхности.

- применение широкопольных линзовых, зеркально-линзовых объекти-

Наблюдение ИСЗ -

вов от телескопов, созданных для фотографических наблюдений ИСЗ: НАФА, АФУ-75, СБГ, ВАУ и др., изготовленных в 50-60 гг.

 одновременное использование нескольких объективов с перекрытием соседних площадок небесной сферы.

С 2001 года служба контроля космического пространства США приступила к проекту развития интегрированного набора систем обнаружения с широкими полями зрения. Было решено перепроектировать и «воскресить» оригинальные, с большой светосилой фотографические камеры «Бейкер-Нана 500\1», изготовленные в 1955-1957 гг., оснащенные зеркально-линзовой системой Шмидта. С использованием ПЗС (4096х4096, пиксел 15µ, квантовая эффективность ~90%) за несколько секунд накопления на этой камере можно получить проницающую способность около 16^m в поле зрения до 6° [1].

В странах СНГ увеличение поля зрения телескопа для мониторинга геостационарной зоны достигается с помощью применения линзовых редукторов и изготовления новых малоразмерных светосильных линзовых, зеркально-линзовых оптических систем [2, 3].

Аналогично [1], авторы считают, что наиболее простой, экономичный и дающий практически одинаковые результаты в сравнении с [2, 3], метод состоит в использовании «готовых» широкоугольных объективов, с высокими оптическими характеристиками, которыми были оборудованы инструменты, предназначенные для позиционных фотографических наблюдений ИСЗ. Это АФУ-75 (объектив «Уран-16 750\3.5»), СБГ (зеркально-линзовый объектив Шмидта), ВАУ («Астродар»), различные модификации НАФА («Уран-9 250\2,5», «Индустар-52», «Уран-16»), КПП («Уран-12 500\2,5)», КТС-30, КТ-50 и др.

По оптическим характеристикам, приведенным в литературе [4, 5], для решаемой задачи отобраны объективы: «Зенитар-М», «Гелиос-40», «ВариоГоир Т-1-М», «ОФ-233», «Уран-9», «Таир-19». Объектив, сочлененный с ПЗС камерой IMG 1001E, (1024х1024, размер пиксела 24 мкм, площадь 1 дюйм²), временно крепился на трубе штатного телескопа РК-600.

При обзорных наблюдениях геостационарной области решались следующие задачи.

1. Получение проницающей способности по GEO около 15^m в поле зрения телескопа 3°-7° за время накопления 10-15 сек.

2. Оценка возможности использования широкопольной оптики (ШПО) с полем зрения 30°х30° для мониторинга LEO на низких орбитах с проницанием до 11^m по звездам за 1 сек. накопления.

3. Определенеи СКО вычисляемых координат КО, возможность построения орбит для прогнозирования движения КО.

4. При решении задач 1, 2 определение оптимальных характеристик (доступная цена). ШПО для задач мониторинга GEO, LEO.

Основные характеристики испытываемых объективов.

Обзор ГЕО за 25.12.2006 с объективом «ОФ-233». С полем зрения близко 7⁰х7⁰ проведен обзор геостационарной области от 44⁰E – 40⁰W. В течение часа наблюдений площадь около 600 град² была просканирована дважды. В результате из 85 GSS с наклонением к экватору < 3⁰.5 было обнаружено 80 объектов. Проницающая способность 15^m по малоподвижным GSS за 10 сек. накопления. Типичная СКО вычисления координат составила 1,5-2 arcsec.

	«Зенитар-М»	«Гелиос-40»	«ОФ- 233»	«ВариоГоир Т-1-М»	«Уран-9»	«Таир- 19»
D. зрачка, мм	35	55	85	140	100	170
F - Фокус, мм	50	85	210	40 - 400	250	500
f\D	1,7	1,5	2,5	4	2,5	3
Разрешение arcsec\пикс.	99	56	23	12 - 124	19.8	9.9
Поле зрения	30°x30° или 900 град ²	16°.4х16°.4 270 град ²	6°.7х6°.7 45 град ²	От 3°.5х3°.5 до 35°.4х35°.4 от 12.4 до 1244 град ²	5°.2x5°.2 28x28град ²	3°х3° 9 град ²
Прониц. способн. по звездам	11 ^m , t=1сек.	12 ^m , t=1сек	13 ^m .5-13. m9, t=1сек	До11 ^m .5 -12 ^m , t=1сек	до 13 ^m , t=1сек	до 14 ^m , t=1сек
Тнакопл. для обнар. ГСС	30-40 сек. до 12 ^m .5	20-30 сек. до 13 ^m .5-14 ^m	15-20 сек. до 14 ^m	10-15 сек. до 12 ^m .5	10-15 сек. до 14 ^m .3	10 сек. до 15 ^m .5

Таб. 1. Основные оптические характеристики фотообъективов.

<u>Обзор ГЕО за 11.07.2007 с объективом «Таир-19».</u> При поле зрения $3^{\circ}x3^{\circ}$ проведен обзор геостационарной области шириной 5° от $10^{\circ}E - 37^{\circ}.5W$. В течение часа наблюдений площадь более 500 град² была просканирована дважды. В результате были обнаружены все 46 активные экваториальные GSS в этой зоне с наклонением к экватору < $2^{\circ}.5$, 12 пассивных и 2 эллиптических КО. 90% из 450-ти измерений имели СКО менее 1 агсsес. Остальные в пределах 1-2 агсsес. Проницающая способность составила $15^{m}.5$ по малоподвижным GSS за 10 сек. накопления. При СКО определения экваториальных координат КО 1-2 агсsес задача прогнозирования (расчет эфемерид) движения ВОКО решается не сложно.

Наблюдение ИСЗ -

Наблюдения низкоорбитальных КО (LEO). При наблюдениях LEO ис-пользовался объектив «Зенитар-М», поле зрения 30°х30° (900 град²), угловое разрешение - 99 arcsec./пикс.

Проницающая способность по звездам до 11^m за 1 сек., по LEO до 9^m.5 (в зависимости от угловой скорости КО). Наблюдения велись в режиме «бим-парк», т.е. при неподвижном телескопе. В течение 1 часа фиксировались все LEO, проходившие через поле зрения. За это время через поле прошло 39 КО. Кол-во точек за время прохождения КО через поле зрения от 3 – 9, время нахождения КО в кадре от 16 -120 секунд. Использовалось два метода отождествления: 1. По наборам измерений строилась орбита и отождествление проводилось по элементам орбиты. 2. По отдельным измерениям. Результаты практически идентичны. Дву-мя методами, по каталогу NORAD, из 39 КО уверенно идентифициро-вано 35 (90%) объектов. По мнению авторов можно ожидать - расчет эфемерид идентифицированных КО для очередного сеанса бим-парк на интервале 1-3 суток для оптики с полем зрения 30°х30° может дать положительный результат.

При выборе или изготовлении ШПО следует учитывать уязвимое место использования ШПО: Оптимальный размер поля зрения следует сочетать с возможностью программного обеспечения. В настоящее время технически проще изготовить оптику с большой светосилой и полем зрения десятки-сотни квадратных градусов, чем создать оперативный алгоритм (десятки секунд на кадр), способный обрабатывать изображение участка звездного неба содержащее несколько тысяч - десятков тысяч звезд и с максимально возможной степенью вероятности выделять КО. Задача создания оперативного, «умного» алгоритма обработки ПЗС изображения крайне сложна. Причина. Ввиду отсутствия достоверных моделей (описаний) [6] такого типа изображений, невозможно с высокой надежностью на первоначальном этапе на фоне многочисленных артефактов программно выделить малоконтрастные, малоразмерные (соизмеримые с размером пиксела) изображения КО. Достоверность автоматизированного выделения также снижают случайные и во времени, и в пространстве многочисленные помехи: от «космических частиц», структурного, белого, пространственно коррелированного и др. шумов, раз-мер которых также соизмерим с размером изображения КО. В результате программное выделение КО может затянуться на длительное время [7]. Для повышения вероятности селекции КО можно предложить увеличение количества кадров серии.

Очевидна актуальность и перспективность ШПО для следующих задач контроля околоземного космического пространства: Обнаружения всех классов ВОКО, имеющих блеск в диапазоне 8^m – 15^m.

В зависимости от поля зрения, качества неба, и др. факторов, обзор

узкого геостационарного кольца реально провести в течение 1-2 ночи.

Выполнение целевых наблюдений для анализа возможных опасных сближений пассивных КО, фрагментов космического мусора в точке стояния будущего GSS.

В перспективе ШПО с полем зрения сотни - тысячи квадратных градусов позволит в течение ночи обнаруживать несколько сотен LEO с вычисляемой ошибкой орбитальных параметров, достаточной для уверенного отождествления и прогнозирования движений LEO.

Преимущества использования линзовой ШПО: Используется «готовая к употреблению» оптика. Как известно, для астрометрических работ предпочтительней применять рефракторы, имеющие преимущества перед зеркальными системами для этой задачи. Простота в настройке и изготовлении оптической скамьи. Высокое качество изображения для задач мониторинга космического пространства. ШПО на отечественном объективе с полем зрения 3⁰–5⁰ не сложно изготовить на любом пункте наблюдений.

Недостатки: Трудность фокусировки с объективами, имеющими относительное отверстие 1:1.5 – 1:3. Хроматическая аберрация, различного рода искажения, присущие некоторым линзовым объективам, но они постоянны во времени и учитываются программно.

Вывод: Для обнаружения и вычисления координат каталогизированных ВОКО блеском до 15^m с ошибкой, позволяющей уверенно отождествлять и прогнозировать положение КО, можно успешно использовать недорогостоящие, линзовые, широкопольные отечественные объективы (фото, кино, проекционные, специальные, и др.).

Особый интерес для обзорных наблюдений GEO представляют объективы: «Уран-16 750\3.5» (фокальная плоскость изготовлена под размер кадра 30х30 см, входное отверстие 22 см, относительное отверстие 3.5, разрешающая сила – в центре 35 лин./мм, по полю 12 лин./мм, фокус – 750 мм). «Уран-12 500\2.5» (при размере кадра 18х24см поле зрения составляет 33°, входной диаметр 20 см, относительное отверстие 2.5, разрешающая сила – в центре 38 лин./мм, по полю 11 лин.\мм, фокус – 500 мм. Вес 5 кг).

Автору выражают признательность Н.З. Стрыгину (АО ОНУ, Одесса), А.В. Багрову (ИНАСАН, Москва), А.В. Сергееву (ГАО НАНУ, Киев), за ценные замечания и советы при обсуждении материала.

Литература:

1. Telescope Control, Wide-Field Imaging, and Object Detection, AJ, Vol. 117, March 1999.

2. Багров А.В., Бескин Г.М., Бирюков А., Бондарь С.Ф., Золотухин И.Ю., Карпов С.В., Иванов Е.И., Позаненко Е.И. Сб. трудов «Околоземная астрономия-2003», ИНАСАН, Терскол 8-13 сентября 2003 г. Т.2, с.101.

- 3. Известия КрАО, 2001, 97, с. 101.
- 4. Каталог «Объективы». ОНТИ ГОИ. 1970. Т.1, Т.2 Автор А.Ф.Яковлев. Ред. проф. Д.С. Волосов.
- Наблюдения ИНТ N 72, 1976, с. 23.
- В.В. Прокофьева-Михайловская, Н. З. Стрыгин, П. П. Сухов, Г. Ф. Карпенко. Некоторые современные проблемы создания астрономических телевизионно-измерительных систем (АТВИС) для наблюдений за искусственными спутниками Земли. Известия КрАО, 2007. Т. 103, 3, с.238-245.
- 6. T.Yanagisawa, P. Seitrzer, E. Barker. Algorithm Detection of Small GEO Debris with MODEST Data Using an Automatic Detection. <u>http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNv10i3.pdf</u>

Экология околоземного пространства и другие проблемы

Изменение яркости ночного неба в пункте Ужгород за 22 года

Епишев В.П., Исак И.И., Климик В.У., Новак Э.И.

Лаборатория космических исследований Ужгородского национального университета E-mail: <u>space@univ.uzhgorod.ua</u>

Анализируются результаты измерений яркости ночного неба в Ужгороде в 1983 и 2005 году в сравнении с измерениями в других пунктах. Исследование яркости проводилось в трех спектральных диапазонах. Дана оценка яркости ночного неба по параметрам линейной регрессии.

Change of brightness of the night sky in observing site Uzhgorod for 22 years

Epishev V.P., Isak I.I., Klimyk V.U., Novak E.I.

The observed datas of brightness of the night sky in Uzhgorod in 1983 and 2005 are analyzed, comparing with measurements in other points. The research of brightness in three spectral ranges was conducted. The estimation of brightness of the night sky is given using the parameters of linear regression.

Введение

В 2005 году в окрестностях Ужгорода были повторены наблюдения яркости ночного неба в 4 азимутах (юг, запад, север, восток) на зенитных расстояниях $z = 0^{\circ}$, 15°, 30°, 45°, 60°, 75° [1]. Угол зрения фотометра 9°. Наблюдения проводились на переносном яркомере, эффективная длина волны фотокатода $\lambda_{3\phi} = 500$ нм. Полоса пропускания трех фильтров 80 нм. Наблюдения проводились в ясные безлунные ночи. Снежное покрытие отсутствовало, как и солнечная составляющая освещенности. Представленный далее анализ результатов наблюдений в желто-зеленной спектральной области проведен для ночей с практически отличной прозрачностью атмосферы. К сожалению, таких ночей на протяжении года встречается все меньше и меньше. Если брать во внимание все наблюденные ночи, и с худшей прозрачностью атмосферы, то свечение ночного неба за 22 года в окрестностях

Ужгорода возросло довольно заметно. Здесь, наверное, уже нужно искать экологические причины.

Результаты наблюдений свечения ночного неба в Ужгороде в желто-зеленой спектральной области

Средние значения яркости по этим наблюдениям приведены на рис.1 (сплошные кривые). Яркость *m* по вертикальной оси выражена в звездных



Рис.1. Яркость ночного неба в Ужгороде в 2005 и 1983 гг.

величинах с квадратной секунды: $m = 12,39 - 2,5 \cdot lgB$, где B -яркость в нитах (Дж/м²с). Наиболее сильное ее увеличение в южном направлении обусловлено тем, что там относительно пункта наблюдений находится центральная часть Ужгорода. Среднее квадратическое отклонение значений яркости от среднего $\sigma = 0.1^{m}$ с кв.с. Величина σ обусловлена, в первую очередь, условиями наблюдений: прозрачностью атмосферы, колебаниями искусственной засветки. Ошибка измерений яркости не

превышала $0,08^{\rm m}$ с кв.с. Полученные данные сравнивались нами с результатами таких же наблюдений яркости ночного неба в этом пункте, осуществленных в 1983 году [2]. Усредненные значения яркости, полученные по этим наблюдениям, представлены на рис.1 (пунктирные кривые). Отсюда проведена количественная оценка изменения астроклимата в районе Ужгорода. За характеристику свечения ночного неба в данном азимуте принимаем $m_{\rm c}$ – среднее из трех значений яркости: на зенитных расстояниях 45°, 60° и 75°. Оно близко к яркости на зенитном расстоянии 60°.

На рис.2а (в верхней части) представлены значения яркости $m_{\rm ep}$, полученные в четырех основных азимутах, и внизу – увеличение яркости – $\Delta m_{\rm ep}$ с 1983 по 2005 год. Из графиков следует, что за последние 22 года искусственная засветка неба уменьшилась в восточной и северной части неба в среднем на 0,15^m с кв.с. Это, очевидно, результат уменьшения электрического освещения улиц и ухудшения работы коммунальных служб в городе,. На юге, в направлении новых жилых массивов, яркость увеличилась на 0,1^m с кв.с, что можно объяснить широким строительством города в годы перестройки.

На рис.26 приведены усредненные по четырем азимутам значения яркости на 6 зенитных расстояниях (0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°) по данным наблюдений 1983 и 2005 года (две кривые в верхней части рис.). Внизу на рис.2 – увеличение яркости на разных зенитных расстояниях за 22

года – с 1983 по 2005 год. За этот период на z > 15° яркость в среднем vменьшилась на 0.05^m с кв.с.



Рис.2. Изменение яркости ночного неба за 22 года в Ужгороде.

На рис.3 приведены яркости ночного неба по данным всех наблюдений в 1983 и 2005 годах в ясные безлунные ночи в Ужгороде с разной прозрачностью атмосферы. Усредненные на зенитных расстояниях 45°, 60°, 75° увеличения яркости – Δm_{cn} к 2005 г. составляют 0,28^m, 0.17^m, 0.97^m, 0.01^m, соответственно, в направлении юг, запад, север, восток.



Рис.3. Яркость неба в Ужгороде по результатам всех наблюдений в ясные безлунные ночи 2005 г.

сквы [3, 4] показали, что засветка неба освещением малого города происходит на небольшом расстоянии от пункта наблюдений в основном вблизи горизонта. Большие же города засвечивают почти все небо на больших расстояниях. В Ужгороде яркость ночного неба в зените за 22 года мало изменилась (увеличение на 0,03^m) и уменьшилась на больших зенитных расстояниях. Очевидно, это результат уменьшения засветки неба электрическим освещением города.

Около Ужгорода, на расстоянии 15 км, создан еще один пункт наблюдений – Дереновка, где искусственная составляющая свечения ночного неба значительно меньшая, чем в Ужгороде. Средняя яркость ночного неба там изменяется с 21,5^m с кв.с. в зените до 20,0^m с кв.с. в направлении на Ужгород на зенитном расстоянии $z = 75^{\circ}$ [5], что в энергетических единицах меньше, чем в районе Кальварии, почти в 3,5 - 5,0 раз. В ночи с хорошей прозрачностью атмосферы яркость неба в Дереновке достигает 22,0^m с кв.с. при

 $z = 0^{\circ}$. Проницающая способность телескопа в Дереновке на 1 звездную величину больше, чем в п.Ужгород [6].

2. Оценка изменений яркости линейной регрессией

Изменение яркости *m* в зависимости от зенитного расстояния на интервале $(0^{\circ}, 75^{\circ})$ с большой точностью представляется функцией: $m = (1-\cos z) \cdot k + m_0$, (1)

где *m* – усредненная по всем азимутам яркость на данном зенитном расстоянии *z*. Очевидно, m_0 – яркость в зените. Второй параметр *k* является оценкой скорости изменения яркости *m* при росте *z* от 0° до 75°. Введем переменную $x = 1 - \cos z$. Тогда (1) представится линейной функцией:

$$m = x \cdot k + m_0$$

(2)

с параметрами k и m_0 . Изменению z от 0° до 75° соответствует рост переменной x от 0 до 0,72. Коэффициенты k и m_0 в (2) вычисляются как параметры линейной регрессии по средним значениям m на зенитных расстояниях 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°. Очевидно, коэффициент k всегда будет отрицательным. Приводим параметры линейной регрессии усредненных по азимутам результатов наблюдений в 1978, 1983 и 2005 гг. в Ужгороде, в 1979 году в п.Дереновка, в 1984 г. на Звенигородской станции под Москвой и в 1983 г. на обсерватории Львовского университета в Брюховичах (вблизи Львова):

	ГОД	ĸ	m_0	ρ	σ
Ужгород	1978 г.	-1,73	20,63	-0,992	0,07
Ужгород	1983 г.	-1,78	20,70	-0,999	0,02
Ужгород	2005 г.	-1,68	20,69	-0,997	0,03
Дереновка	1979 г.	-1,23	22,00	-0,996	0,03
Брюховичи	1983 г.	-1,20	21,27	-0,990	0,06
Звенигород	1984 г.	-1,98	21,30	-1,000	0,01

В Ужгороде за 22 года (с 1983 по 2005 год) яркость в зените m_0 почти не изменилась, но величина k уменьшилась, т.е. искусственная засветка вблизи горизонта уменьшилась. Полученная линейная зависимость хорошо согласуется с результатами наблюдений: величина коэффициента корреляции р близка 1. Средние квадратические отклонения с точек от линий регрессии (кроме двух случаев) находятся в пределах ошибки измерений. Ошибка с = 0,06 для Львова (Броюховичи) не случайная, а обусловлена особенностью искусственной засветки в пункте наблюдений: с одной стороны (с юга и востока) очень сильное свечение от Львова, с другой стороны (на севере и западе) возле горизонта свечение слабое. Это видно на рис.4, где приведены средние на z = 45°, 60°, 70° яркости на 4 азимутах в Звенигороде, Брюховичах, Дереновке и Ужгороде по результатам наблюдений в 1979 – 1984 гг. Самая большая ошибка с = 0,07 для Ужгорода за 1978 г. обусловлена тем, что здесь учитывались все результаты наблюдений в ясные безлунные ночи, с разной прозрачностью атмосферы.



Рис.4. Средние яркости в 4 азимутах (юг, вс, св, зп) в Звенигороде (Мо), Брюховичах (Lv), Дереновке (De) и Ужсгороде (Uz).



Рис.5. Яркость ночного неба в Ужгороде в трех спектральных диапазонах: f₁, f₂, f₃.

3. Спектральные исследования яркости.

Яркость ночного неба в разных спектральных областях исследовалась в Ужгороде в 2005–2006 гг. На рис.5 приведены усредненные по 4 азимутам значения яркости неба *m* на зенитных расстояниях $z = 0^{\circ}$, 15°, 30° , 45°, 60°, 75° в трех спектральных диапазонах (f_1 , f_2 , f_3). Наблюдения осуществлены в ясные безлунные ночи при разной прозрачности атмосферы. Облачность составляла 0 балов по 10-бальной шкале. Диапазоны: f_1 – зеленая область, $\lambda_{3\phi} = 500$ нм; f_2 – красная область, $\lambda_{3\phi} = 767$ нм; f_3 – желтозеленая область (чувствительность человеческого глаза), $\lambda_{3\phi} = 556$ нм. По полученным данным построены линии регрессии (рис.5а). Параметры k, m_0 , ρ , σ для данных линий, соответственно, равны у f_1 : –1,31; 20,67; –0,9997;



0,01; у f_2 : -1,53; 22,07; -0,9990; 0,02; у f_3 : -1,36; 21,32; -0,9996; 0,01. На рис.5б приведены линии регрессии изменения разницы яркости неба Δm в зависимости от значения (1 – cos z) в двух спектральных диапазонах $f_2 - f_1$, $f_2 - f_3$. Разности убывают при увеличении (1 – cos z). Скорости убывания $k_{21} = -0,22$, $k_{23} = -0,17$ мало отличаются между собой.

На рис.6 представлены графически значения яркости m_0 в зените и коэффициента k в четырех пунктах:

Ужгород (U), Дереновка (D), Звенигород (M), Брюховичи (L). Две цифры для каждого пункта на графике указывают год наблюдений. Наиболее благоприятные условия для наблюдений в пункте Дереновка: тут значения яркости и коэффициента k малы.

На данном рисунке также приведены параметры m_0 и k для Ужгорода в диапазонах f_1 , f_2 и f_3 (2005 – 2006 гг.). В этом случае между m_0 и k наблюдается кореляционная зависимость.

Заключение

Наблюдения яркости ночного неба позволяют оценить состояние и «чистоту» атмосферы над любым пунктом Земли. Они могут быть использованы также в решениях задач экологического мониторинга, потому что рост светового загрязнения ночного неба создает проблемы уже не только для астрономов, но и для авиаторов. Оно отрицательно влияет и на результаты изучения и контроля земной поверхности из космоса. Полученные результаты позволили нам оценить вклад некоторых компонент в световое загрязнение атмосферы в разных районах Ужгорода. Подобные исследования можно повторить для Звенигородской станции и сравнить их с данными 1984 года [3, 4], которые хранятся в архивах Лаборатории космических исследований УжНУ.

Литература

- 1. *Спішев В.П., Ісак І.І., Клімик В.У. //* Науковий вісник Ужгородського університету. Серія фізика. Вип.18, Ужгород: УжНУ, 2005. С.16-18.
- 2. Климик В.У., Швалагин И.В. // Науч. информации. Вып.62, М., 1987. С.71-79.
- 3. Климик В.У., Швалагин И.В. и др. // Атмосферная нестабильность и адаптивный телескоп. Ленинград: «Наука», 1988. С.122-125.
- **4.** Швалагин И.В., Мотрунич И.И. и др. // Набл. иск. небес. тел. №82, М., 1987. С.105-107.
- 5. Бибиков Е.К., Климик В.У. и др. // Астроклимат и эффективность телескопов. Ленинград: «Наука», 1984. С.69-71.
- 6. Климик В.У., Швалагин И.В. // Набл. иск. небес. тел. №85, М., 1990. С.55-60.

Detection of an oscillatory phenomenon in optical transient counterpart of GRB090522C from observations on Peak Terskol Zhilyaev¹ B.E., Andreev² M.V., Sergeev ² A.V., Petkov ³ V.B.

¹ Main Astronomical Observatory, NAS of Ukraine,

² International Centre for Astronomical, Medical and Écological Research, Terskol settlement, ³ Baksan Neutrino Observatory, INR RAS, Neutrino, Russia Email: zhilyaev@mao.kiey.ua

22 Sep 2005 Swift-BAT triggered and located GRB050922C. The light curve shows the intense broad peak with T_{90} of (5 ± 1) s. The Nordic Optical Telescope has obtained spectra

Detection of an oscillatory phenomenon in optical transient...

of the afterglow with several absorption features corresponding to a redshift of $z = 2.17 \pm 0.03$. Observation of optical transient of GRB050922C was carried out in the R-band with the 60-cm telescope equipped with a CCD on Peak Terskol (North Caucasus). The OT magnitude was fading from R ~ 16 to ~ 17.5. Detection of an oscillatory phenomenon in the R post-burst light curve is described in this work. Analysis of the R data reveals coherent harmonic with a period of 0.0050 ± 0.0003 days (7.2 min) during observing run of about 0.05 days (~ 70 min). Amplitude of oscillations is about 0.05 magnitude. The simplest model suggests that GRB050922C may result from tidal disruption of a white dwarf star by a black hole of about one thousand solar mass. The periodicity in the light curve can be identified with relativistic precession of an accretion disc.

Обнаружение колебаний оптического послесвечения космической гамма вспышки GRB090522С по наблюдениям на Пике Терскол

Жиляев¹Б.Е., Андреев²М.В., Сергеев²А.В., Петков³В.Б. ¹ Главная Астрономическая Обсерватория, НАНУ ² Международный Центр Астрономических и Медико-экологических Исследований, Терскол, ³ Баксанская нейтринная обсерватория ИЯИ РАН, Нейтрино

22 сентября 2005 г. КА Свифт обнаружил гамма вспышку GRB050922C. Кривая блеска показывает интенсивный пик шириной $T_{90} = (5 \pm 1)$ сек. Оптический Телескоп Нордик получил спектры послесвечения с несколькими линиями поглощения с красным смещением $z = 2.17 \pm 0.03$. Наблюдение оптического послесвечения GR-B050922C были проведены в R фильтре с 60-см телескопом, оборудованным ПЗС фотометром на пике Терскол (Северный Кавказ). Величина оптического послесвечения менялась от R ≈ 16 до ≈ 17.5 . В этой работе сообщается об обнаружении колебаний блеска в послесвечении вспышки. Анализ данных выявил гармонику с периодом 0.0050 \pm 0.0003 дней (7.2 мин) в течение времени наблюдений около 0.05 дней (~ 70 мин). Амплитуда колебаний составляет около 0.05 зв. вел. Предполагается, что вспышка GRB05092C может быть связана с приливным разрушением белого карлика черной дырой с массой около тысячи солнечных масс. Периодичность в кривой блеска может быть связана с релятивистской прецессией диска аккреции.

Introduction

Gamma-ray burst GRB050922C was detected with satellites (Swift, HETE) and ground-based instruments. 22 Sep. 2005 at 19:55:50 UT Swift-BAT triggered and located GRB050922C (Trigger = 156467). The light curve in Fig 1 shows the intense broad peak starting from T - 3 to T + 3 s with two sub-peaks on top. Ground-based instruments were able to measure an afterglow during a few hours both photometric and spectrally.

The Nordic Optical Telescope (La Palma) has obtained spectra of the afterglow [1]. It found several absorption features, including strong Lyman-alpha, OI+SIII, CII, SIIV, CIV, AlII and AlIII, corresponding to a redshift of $z = 2.17 \pm 0.03$. Assuming z = 2.17 and a standard cosmology model the isotropic energy release is $E_{iso} \sim 8 \ 10^{52}$ erg, the maximum luminosity is $(L_{iso})_{max} \sim 1.6 \ 10^{53}$ erg/s.

Observation of optical transient of GRB050922C

Observation of optical transient of GRB050922C was carried out in the R-band with the 60-cm telescope equipped with a CCD camera on Peak Terskol starting Sep 22, 2005, 20:08:45 UT [2]. 61 images of 60 s exposure were taken between 20:08:45 and 21:18:20 UT. The OT magnitude was fading from $R \approx 16$ to ≈ 17.5 . Detection of an oscillatory phenomenon in the R post-burst light curve is described in this work.

Results



Figure 1. The original (the heavy curve) and resample equally spaced data (circles) to fill up a few gaps inside the primary data are shown.



Figure 2. High-frequency residuals after removing of polynomial trend.

The original and resample equally spaced data are shown in Fig 1. High-frequency residuals after removing of polynomial trend are shown in Fig 2.

The spectral analysis of residuals with the Tukey spectral window reveals clearly a harmonic with a period of 0.005 d = 7. 2 min (Fig 3). We may conclude that the GRB050922C light curve in the R band reveals *coherent harmonic* during observing run of about 0.05 d (~ 70 min). Amplitude of oscillations is about 0.05 mag.



Figure 3. The power spectrum of residuals with the Tukey spectral window reveals clearly a harmonic with a period of 0.005 d = 7.2 min. The doted line corresponds to the 99% confidence.

Discussion

A luminous gamma/X-ray burst can occur when a star passes within the tidal radius of the massive black hole, and is disrupted. Disruption begins when the tidal acceleration due to the black hole equals to the self-gravity of the star. Light curve of the stellar debris is dependent both on the mass and spin of the black hole and disrupted star.

The tidal disruption time scale is about of the free-fall time T_{ff} . This is the characteristic time it would take a body to collapse under its own gravitational attraction, if no other forces existed to oppose the collapse

$$T_{ff} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{3\pi}{2G\rho}} \tag{1}$$

Here ρ is the mean density. For the Sun $T_{ff} = 1.78 \ 10^3 \text{ s} = 29.7 \text{ min}$; for a red dwarf of M5 V class $T_{ff} = 685 \text{ s} = 11.8 \text{ min}$; for a white dwarf and a neutron star of the solar mass $T_{ff} = 1.78 \text{ s}$ and $\sim 0.0001 = 0.1 \text{ ms}$, respectively.

Экология околоземного пространства

Really we can suppose that GRB050922C, bearing in the mind the above estimate of T_{fp} results from tidal disruption of a white dwarf star by a black hole. Postdisruption behavior concerns formation of an accretion torus around the BH.

The tidal disruption of a white dwarf by a massive black hole

The pericentric distance at disruption is [3]

$$R_p \approx R_{star} \left(M_{BH} / M_{star} \right)^{1/3}$$

(2)

From the tidal disruption condition (2) for the Keplerian period of disrupted star we have

 $P^{2} = 4\pi^{2} / GM_{BH}R_{p}^{3} = 4\pi^{2} / GM_{star}R_{star}^{3}$ (3)

The periodicity in the light curve can be identified either with Kepler orbital motion or with relativistic precession of an accretion disc. The Keplerian period at the moment of disruption is too small (P=10.08 sec) to be useful. Thus, we can conclude that the periodicity in the light curve can be identified with relativistic precession of an accretion disc. The precession in the coordinate system at rest is given by

 $\Delta \varphi = 3\pi \, GM_{BH} \,/ \, c^2 R_p \tag{4}$

This equation was lacking to evaluate the BH mass. Why we use relativistic precession? Even moderate eccentricity value of the debris orbit is sufficient to account for modulation of the burst light curve due to lack of symmetry. Finally we may evaluate the BH mass of $\sim 10^3 M_{sun}$. The gravitational radius of the BH is about 1800 km. The size of an accretion disc equal to the tidal disruption radius is 32.6 times greater.

To summarize

• GRB050922C may result from tidal disruption of a white dwarf star by a massive black hole.

• We may conclude that the GRB050922C optical afterglow confirms the existence of an intermediate mass black hole, of about one thousand solar mass.

• The periodicity in the light curve can be identified with relativistic precession of an accretion disc.

• Both the energy release $(E_{iso} \sim 8 \ 10^{52} \ erg)$ and the estimate of the burst event dynamical time scale (some seconds) agree closely with the model of the tidal disruption of a white dwarf star by a massive black hole.

References:

1. P. Jakobsson, J. P. U. Fynbo, C. Ledoux, et al. HI column densities of z > 2 Swift gamma-ray bursts. // Astron. Astrophys. 460, L13-L17, (2006)

2. Andreev M.V., et al., GCN 4016

3. C.R. Evans and C.S. Kochanek, The tidal disruption of a star by a massive black hole. //, ApJ, 346, L13-L16, (1989)

Эллиптические аккреционные диски: Наиболее общий случай искривленного диска Прохоров¹ М.Е., Бакулин² Р.С. *¹ГАИШ, ²ИТЭФ* E-mail: mike@sai.msu.ru

В работе [1], основавшей стандартную теорию аккреционных дисков, делался целый ряд предположений относительно диска. В последующих работах многие из этих упрощений были отменены. Однако, одно из них до сих пор считается "очевидным" большинством исследователей –о том, что частицы вещества движутся в диске по круговым орбитам.

Однако, эллиптические орбиты в ньютоновском гравитационном потенциале являются столь же устойчивыми, как и круговые. Если эксцентриситеты и ориентации эллиптических орбит частиц достаточно медленно изменяются с радиусом, то можно построить бесконечное число семейств непересекающихся орбит [13].

Следует отметить, что при стандартных предположениях о свойствах дисков (разумные значения показателя адиабаты, альфа-вязкость или вязкость пропорциональная 1 или 2-й степени поверхностной плотности) круговые орбиты частиц в них оказываются неустойчивыми – они превращаются в эллиптические при бесконечно малых начальных возмущениях [13,14].

Elliptical accretion discs: the Most general case of a twisted disc

M.E. Prokhorov², R.S. Bakulin¹

¹SAI, ²ITEP

We show that standard assumption according to particles into accretion discs orbits around gravity center by circular orbits are not quite correct. Circular Keplerian orbits are coeval stable with elliptical ones. Where is 2-paremeter family of solution where neighboring orbits do not cross each other. More other, standard viscosity low (alpha-viscosity) make circular orbits unstable according to small perturbations.

Введение

В первой фундаментальной работе Шакуры и Сюняева [1], положившей начало эпохе "стандартной α -теории аккреционных дисков", был сделан целый ряд упрощающих предположений: о стационарности диска, о его большой оптической и малой геометрической толще, о локальном характере переноса выделяющегося тепла и т.д. и т.п. В последующих работах все эти ограничения по одиночке или в некоторых сочетаниях отвергались, что позволяло строить различные расширения α -теории. Дольше всего "нетронутыми" оставались как раз интересующие нас предположения: о плоской геометрии диска и о том, что частицы в диске движутся по круговым орбитам. Но и они не остались нетронутыми, вот краткая история исследований этих двух направлений.

Наиболее простой и естественный путь появления неплоских (т.е. искривленных или изогнутых) аккреционных дисков - воздействие на внутренние части диска со стороны центрального тела, приводящее к отклонению их плоскости от положения внешних частей дисков, которое определяется условием попадания вещества в диск. Воздействие центрального тела может быть связано с наличием у последнего магнитного поля и вращения (в случае нейтронных звезд и белых карликов) или действием геодезической прецессии или других релятивистских эффектов (для черных дыр). Есть также ряд наблюдательных указаний на существование изогнутых аккреционных дисков в различных двойных системах (Her X-1 [2], SS 433 [3], другие рентгеновские двойные [4]). Первой работой, посвященной неплоским дискам, была [5]. Важнейшими последующими работами были: [6] в которой была исправлена ошибка в виде системы эволюционных уравнений, [7] для дисков с произвольно высокой степенью искривления, [8] система эволюционных уравнений сведена к одному уравнению для комплексной переменной, [9] в которой показано, что в искривленном диске траектории частиц становятся слабо-эллиптическими, и [10] в которой изучение диска ведется на основе 3-мерных гидродинамических уравнений. Подход, использованный в [10], был взят за основу данной работы.

История исследования эллиптических дисков более коротка. Отметим, что азимутальные возмущения в аккреционных дисках известны давно и рассматривались многократно. При этом на траектории частиц накладывались стандартные моды периодических азимутальных возмущений. Однако, подобные траектории не являются устойчивыми кеплеровскими орбитами и могут сохраняться только при постоянном действии возмущающих сил. С другой стороны, кеплеровские эллиптические орбиты абсолютно устойчивы, но представляются в виде суммы определенным образом отнормированных и сфазированных азимутальных мод.

Первыми работами, посвященными исследованию аккреционных дисков с эллиптическими траекториями частиц, были [11, 12]. Описание движения частиц в этой работе основывалось на использовании Гауссова уравнения возмущенных движений. В работе [13] впервые был использован подход решения гидродинамических уравнений в криволинейной нестационарной орбитальной системе координат для случая соосных эллипсов. Наиболее развернутое теоретическое исследование плоских эллиптических аккреционных дисков было проведено в работе [14].

Как можно видеть, эти два направления исследований – эллиптические и искривленные аккреционные диски, практически нигде не пересекались. Единственным исключением является работа [9], в которой вопрос об эллиптичности орбит был затронут только мельком. Нам данная проблема, напротив, представляется очень интересной. Поэтому, в данной работе мы ставили перед собой две цели: 1). вывести уравнения эволюции для наибо-
лее общего случая искривленного эллиптического аккреционного диска при произвольно высоких степенях искривления диска и эллиптичности орбит частиц в нем; 2). Получить асимптотику этого наиболее общего случая в пределе плоского диска с малыми эксцентриситетами и сравнить ее с известными аналитическими решениями.

Полностью эти результаты и их вывод приведены в электронной версии сборника трудов данной конференции, здесь же приведен "план" вывода и полученные уравнения эволюции изогнутого некругового диска. Весь асимптотический анализ также приведен в электронной версии.

Система координат

Начиная с работы [13] стало ясно, что для исследования эллиптических дисков наиболее продуктивным является подход, связанный с переходом в орбитальную систему координат. В этой системе координат линии постоянного радиуса совпадают с линиями тока, т.е. с эллиптическими траекториями частиц в аккреционном диске. Такая система координат является существенно неортогональной и зависящей от времени. Из-за этого уравнения, описывающие движение вещества в ней, приходится писать в наиболее общем (и гораздо более сложном) ковариантном виде. Однако методы работы с ковариантными представлениями физических законов хорошо разработаны ([15, 16]).

Введем систему координат для наиболее общего случая: неплоского эллиптического диска. Такой диск можно разбить на набор тонких колец. Каждое такое кольцо является плоским и характеризуется линией тока лежащей в орбитальной плоскости кольца. Ориентация плоскости кольца относительно опорной системы координат определяется углами Эйлера β , γ . Геометрия кольца – еще тремя параметрами: эксцентриситетом *e*, углом между большой полуосью эллипса и линией апсид ω и фокальным параметром *p*, определяющим геометрические размеры кольца. Фокальный параметр *p* является параметром семейства эллиптических колец диска, все остальные параметры являются функциями *p* и времени *t*.

Для определения положения частицы внутри кольца (или всего диска) отдельной материальной точки необходимо задать еще два параметра: азимутальный угол φ (эксцентрическая аномалия), отсчитываемый в плоскости кольца от фиксированного направления, и вертикальную координату ξ . Последний параметр можно выбирать различным образом. Так в работе [10] отклонение от плоскости кольца отсчитывается в перпендикулярном к его плоскости направлении. Однако в случае сильного искривления диска "вертикальные линии" могут пересекать диск под очень пологими углами. В данной работе мы определяем направление для ξ как *нормаль к поверхности диска*. При малых углах изгиба диска оба определения дают близкие результаты. Таким образом, положение любой точки в орбитальной системе координат в произвольный момент времени определяется набором из четырех параметров p, φ, ζ, t .

В декартовой системе координат, в начале отсчета которой располагается тяготеющее тело, средняя поверхность диска $(x_s(p,\varphi,t), y_s(p,\varphi,t), z_s(p,\varphi,t))$ определится следующим соотношением:

$$\begin{pmatrix} x_s(p,t) \\ y_s(p,t) \\ z_s(p,t) \end{pmatrix} = C^{-1}(\gamma)B^{-1}(\beta) \begin{pmatrix} r\cos\psi \\ r\sin\psi \\ 0 \end{pmatrix}$$
(1)

здесь $B(\beta)$ и $C(\gamma)$ – матрицы поворотов на эйлеровы углы

 $[\beta = \beta(p,t), \gamma = \gamma(p,t)], r$ – расстояние точки поверхности от начала координат, а угол $\Psi = \varphi - \gamma$. Здесь и далее нижний индекс p, φ, ζ или τ у скаляров (r, углов и пр.) означает дифференцирование по соответствующей координате или времени. Во введенной нами системе координат координаты точек не лежащих на поверхности диска и их нормальных проекций на эту поверхность связаны следующим соотношением:

$$\begin{pmatrix} x(p,\varphi,\xi,t)\\ y(p,\varphi,\xi,t)\\ z(p,\varphi,\xi,t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_s(p,\varphi,t) + n_x\xi\\ y_s(p,\varphi,t) + n_y\xi\\ z_s(p,\varphi,t) + n_z\xi \end{pmatrix},$$
(2)

Здесь $\mathbf{n} = (n_x, n_y, n_z)$ – единичный вектор, нормальный к поверхности диска,

 n_x, n_y, n_z – его координаты.

Метрика трехмерного пространства p, φ, ξ естественно, будет зависеть от координаты ξ , представим ее в виде разложения в ряд по параметру ξ : $g_{ik}(p,\varphi,\xi,t) = g_{ik}^{(0)}(p,\varphi,t) + g_{ik}^{(1)}(p,\varphi,t) + g_{ik}^{(2)}(p,\varphi,t) + ...,$ (3)

для $i, k = p, \varphi$. (Остальные элементы метрики равны: $g_{i\xi} = g_{\xi_i} = 0$, для $i = p, \varphi$ и $g_{\xi\xi} = 1$.) Аналогичное разложение используем для символов Кристоффеля.

Эволюция диска

Гидродинамические уравнения движения газа в системе координат, не зависящей от времени имеют вид:

$$\rho(\partial_t + u^b \nabla_b) u^a = -\rho \nabla^a \Phi - \nabla^a p + \nabla_b T^{ab} + \rho f^a, \quad (a = p, \varphi, \xi),$$
⁽⁴⁾

здесь ρ – плотность, u – скорость вещества, p – давление, Φ – гравитационный потенциал, **f** – внешние силы, T^{ab} – тензор вязких натяжений. Система записана в ковариантном виде, т.е. применима в любой криволинейной системе координат.

При переходе к зависящей от времени системе координат нам потребуются правила преобразования по времени производных, градиентов, векторов и тензоров:

 $\begin{array}{l} (\partial_{t})_{i} = (\partial_{t})_{o} + \dot{q}^{a}\partial_{a} , \qquad (5) \\ \text{3gecb} \ (\partial_{t})_{i} \ u \ (\partial_{t})_{o} - \text{производные по времени в инерциальной и орбитальной } \\ \text{системах отсчета, соответственно. } \dot{q}^{a}\partial_{a} - \text{обобщенные скорости орбиталь- } \\ \text{ной системы отсчета относительно инерциальной } \\ \dot{q}^{a} = (\partial_{t})_{i}q^{a} . \ \text{Подставляя} \\ (5) \ \text{в} \ (4) \ \text{получаем уравнения движения в орбитальной системе координат:} \\ \rho([\partial_{t} + \dot{q}^{b}\partial_{b} + u^{b}\partial_{b}]u^{a} + \Gamma^{a}_{bc}u^{b}u^{c} = -\rho g^{ab}\partial_{b}\rho - g^{ab}\partial_{b}P + \partial_{b}T^{ab} + \Gamma^{b}_{bd}T^{ad} + \rho f^{a}. \end{array}$

Далее делаем замену координат для приведения к соизмеримым масштабам вертикальной координаты и времени (см. [14]): $\zeta = \xi / \varepsilon$ и $\tau = t \varepsilon^2$. Для физических переменных, описывающих движение, вводим разложения по степеням малого параметра ε (оно приведено в полной версии работы и в [14]).

Уравнения орбитального движения

Записывая теперь уравнения движения, получаем несколько наборов уравнений с различными порядками малости по толщине диска: $O(\epsilon^{s})$, $O(\epsilon^{s+1})$ и $O(\epsilon^{s+2})$.

Уравнения при степенях $O(\epsilon^s)$ описывают Кеплеровское орбитальное движение. Уравнения движения до $O(\epsilon^{s+1})$ описывают звуковые скоростей в диске.Наиболее интересными являются уравнения движения до $O(\epsilon^{s+2})$. Именно эта группа уравнений описывает эволюцию скоростей под действием вязких сил (при заданной модели вязкости) зная плотность, давление и звуковые скорости.

$$\begin{split} \rho_{0}([u_{1}^{\xi}\partial_{\zeta} + \Omega\partial_{\varphi}]u_{2}^{p} + 2\Omega[u_{2}^{p}\Gamma^{(0)}_{\ \ p\phi} + u_{2}^{\phi}\Gamma^{(0)}_{\ \ p\phi}] - \Omega\dot{p}_{\phi} + & (7) \\ &+ [u_{1}^{p}\partial_{\rho} + u_{1}^{\phi}\partial_{\phi} + \dot{\xi}\partial_{\zeta}]u_{1}^{p} + 2\Omega u_{1}^{a}\Gamma^{(1)}_{\ \ \phi a}\zeta + \Gamma^{(0)}_{\ \ ab}u_{1}^{a}u_{1}^{b}) = \\ &= G^{p}\rho_{0}\zeta^{2} + T^{p} - (g^{(0)})^{p\phi}\partial_{\rho} + g^{(0)})^{p\phi}\partial_{\phi})p_{0} + \rho_{0}f_{2}^{p} \equiv a^{p} , \\ \rho_{0}([u_{1}^{\xi}\partial_{\zeta} + \Omega\partial_{\phi}]u_{2}^{\phi} + [2\Omega\Gamma^{(0)\phi}_{\ \ p\phi} + \Omega_{\rho}]u_{2}^{p} + [2\Omega\Gamma^{(0)\phi}_{\ \ \phi\phi} + \Omega_{\phi}]u_{2}^{\phi} + \\ &+ [\dot{p}\partial_{\rho} + \dot{\phi}\partial_{\phi} + \partial_{\tau}]\Omega + [u_{1}^{p}\partial_{\rho} + u_{1}^{\phi}\partial_{\phi} + \dot{\xi}\partial_{\zeta}]u_{1}^{\mu} + 2\Omega u_{1}^{a}\Gamma^{(1)\phi}_{\ \ \phi a}\zeta + \Gamma^{(0)\phi}{}_{ab}u_{1}^{a}u_{1}^{b}) = \\ &= G^{\phi}\rho_{0}\zeta^{2} + T^{\phi} - (g^{(0)\rho\phi}\partial_{\rho} + g^{(0)\phi\phi}\partial_{\phi})p_{0} + \rho_{0}f_{2}^{\phi} \equiv a^{\phi} , \end{split}$$

3 Jecb:

$$\begin{aligned} G^{p}(p,\varphi,\tau) &= \frac{GM}{2r^{4}} (2kr[3(g^{(0)pp}k_{p} + g^{(0)p\varphi}k_{\varphi}) + 2(g^{(1)pp}r_{p} + g^{(1)p\varphi}r_{\varphi})] + \\ &+ 3[1 - 3k^{2}][g^{(0)pp}r_{p} + g^{(0)p\varphi}r_{\varphi}] - 2r^{2}[g^{(1)pp}k_{p} + g^{(1)p\varphi}k_{\varphi} + g^{(2)pp}r_{p} + g^{(2)p\varphi}r_{\varphi}]) - \Omega^{2}\Gamma^{(2)p}_{\varphi\varphi\varphi}, \\ G^{\varphi}(p,\varphi,\tau) &= \frac{GM}{2r^{4}} (2kr[3(g^{(0)p\varphi}k_{p} + g^{(0)\varphi\varphi}k_{\varphi}) + 2(g^{(1)p\varphi}r_{p} + g^{(1)\varphi\varphi}r_{\varphi})] + \\ &+ 3[1 - 3k^{2}][g^{(0)p\varphi}r_{p} + g^{(0)\varphi\varphi}r_{\varphi}] - 2r^{2}[g^{(1)p\varphi}k_{p} + g^{(1)\varphi\varphi}k_{\varphi} + g^{(2)p\varphi}r_{p} + g^{(2)\varphi\varphi}r_{\varphi}]) - \Omega^{2}\Gamma^{(2)\varphi}_{\varphi\varphi\varphi}, \\ T^{p}(p,\varphi,\tau) &= 2\Gamma^{(0)p}_{pp}T^{p}_{a} + (3\Gamma^{(0)\varphi}_{p\varphi} + \Gamma^{(0)p}_{pp})T^{p}_{a} + (\Gamma^{(0)p}_{\varphi\varphi} + 2\Gamma^{(0)\varphi}_{\varphi\varphi})T^{(0)\varphi}_{z} + \partial_{p}T^{p\varphi}_{p} + \partial_{q}T^{p\varphi}_{z}. \end{aligned}$$

Экология околоземного пространства

(7)

Благодарности

Данное исследование частично грантами РФФИ 06-02-16025 и 07-02-00961.

Литература:

- 1. Shakura N. I., Syunyaev R. A., Astronomy and Astrophysics, 24, 337, 1973.
- 2. Tanabaum H., et al, Astrophysical Journal, 174, L143, 1972.
- 3. Margon B., Annual Reports of Astronomy and Astrophysics, 22, 507, 1984.
- 4. Wijers R. A. M. J., Pringle J. E., MNRAS, 308, 208, 1999.
- 5. Bardeen J., Petterson J. A., Astrophysical Journal, 195, L65, 1975.
- 6. Papaloizou J. C. B., Pringle J. E., MNRAS, 202, 1181, 1983.
- 7. Pringle J. E., MNRAS, 258, 811, 1992.
- 8. Hatchett S. P., Begelman M. C., Sarazin C. L., Astrophysical Journal, 247, 677, 1981.
- 9. Demianski M., Ivanov P. B., Astronomy and Astrophysics, 324, 829, 1997.
- 10. Ogilvie G. I., Montly Notices of Royal Astronomical Society, 317, 607, 2000
- 11. Syer D., Clarke C. J., MNRAS, 255, 92, 1992.
- 12. Syer D., Clarke C. J., MNRAS, 260, 463, 1993.
- 13. Lyubarkij Yu. E., Postnov K. A., Prokhorov M. E., MNRAS, 266, 583, 1994.
- 14. Ogilvie G. I., MNRAS, 325, 231, 2001
- 15. Мизнер Ч., Торн К., Уилер Дж., Гравитация, М., Мир, 1977.
- 16. Милн-Томпсон Л. М., Теоретическая гидродинамика, М., Мир, 1964.

О возможности моделирования биоэффектов геомагнитной бури в естественных условиях

Геонджян Л., Кереселидзе З., Ломинадзе Дж., Ломоури М., Табагуа Г. Космический Центр Института Геофизики им. М.Нодиа E-mail: contact@gsa.gov.ge

On the Possible Simulation of the Magnetic Storm Bioeffect with the Natural Conditions

Геонджян Л., Кереселидзе З., Ломинадзе Дж., Ломоури М., Табагуа Г.

Магнитное поле Земли можно отнести к слабым магнитным полям, однако это не упрощает проблемы его воздействия на биологические системы в контексте проблемы «Человек – Среда – Космос». Исследование воздействия глобальной магнитной бури, являющейся наиболее интенсивным возмущением земного поля, осложнено неоднозначностью ответной реакции биологического объекта или совокупности объектов [1-3]. Анализ накопленного к настоящему моменту статистического материала позволяет утверждать, что мониторинг физиологических параметров небольших групп испытуемых, также как и статистический анализ откликов больших групп населения на магнитные бури, не приносят желаемого однозначного ответа. Известны попытки разделения эффектов вариаций геомагнитного поля и сопутствующих им физических явлений, которые реально могут служить пусковыми факторами развития осложнений течения некоторых заболеваний [2].

Классическая глобальная геомагнитная буря имеет три фазы развития, продолжительность которых в сумме обычно состовляет от десяти часов до одних суток. Такой временной интервал является общей характеристикой для всей Земли. Интенсивность отдельных фаз магнитной бури находится в прямой зависимости от геомагнитной широты: для главной фазы (т.н. фаза депрессии) интенсивность вариаций абсолютной величины индукции геомагнитного поля *T* от магнитного полюса к низким геомагнитным широтам уменьшается в несколько раз. Например, очень интенсивные геомагнитные бури, для которых в полярной области характерны вариации $\Delta T \approx 1000 nT$ (нано Тесла), на широте геомагнитной обсерватории Душети ($\varphi_M = 36^\circ.8$), где геомагнитное поле имеет характерную величину $T_0 \approx 49\,000\,nT$, по интенсивности обычно не превышают 300 nT.

Результаты работ [1,2] с достаточной степенью достоверности показали, что сопутствующие магнитной буре геомагнитные явления, не менее, а возможно, и более биоэффективны, чем вариации геомагнитного поля. К таким феноменам относятся регулярные геомагнитные пульсации, среди которых в первую очередь нас интересуют наиболее короткопериодные Pc1. Эти колебания в явном виде наиболее часто проявляются на магнитограммах во время главной и восстановительной фаз геомагнитной бури, и имеют характерный период 1-5 с. т.е. *Pc*1 фактически находится в интервале кардио-респираторных ритмов человека. Поэтому, данная пульсация может вызвать параметрический резонанс в соответствующих системах организма и явиться причиной развития острых ишемических нарушений в миокарде или нарушения мозгового кровообращения, при наличии соответствующих риск-факторов. Такой взгляд является в определенной степени новым при анализе патогенетических связей магнитная буря – организм, т.к. отодвигает на второй план фактор вариаций геомагнитного поля, как биологически активного феномена.

Известны попытки реализации в объеме лаборатории и больничных палат установок для защиты пациентов от воздействия геомагнитных бурь и исследования откликов на вариации магнитного поля [8,9]. Использовались как активные (управляемая компенсация изменений геомагнитного поля), так и пассивные методы (магнитное экранирование). Однако, результаты этих исследований нельзя считать достаточно надежными из-за технического несовершенства экспериментальных установок, связанного с трудностями создания достаточно однородного магнитного поля в помещении ограниченного объема. В этой связи, нам представляется, что модельные эксперименты, имеющие естественную основу, могут стать решающими для внесения необходимой ясности в существо проблемы. Они могут быть осуществлены на основе исследований в местах, где природой реализована ситуация, по физическим параметрам аналогичная или близкая к ситуации пребывания человека в условиях глобальной магнитной бури.

Подобным местом нам представляется курорт Уреки на черноморском побережье Грузии. Резкие градиенты геомагнитного поля, фиксируемые на территории местной (локальной) магнитной аномалии, имеют порядок 1000 nT/100 m. Указанный линейный масштаб (сто метров) является характерным для «Имедис-Калаки» - центра локальной геомагнитной аномалии Уреки. Координаты точки максимума аномалии составляют N₀ = 42° 00'. 358, E₀ = 41° 45'. 516. Можно утверждать, что в Уреки, на месте локальной магнитной бури, однако **без сопутствующих, негативных для организма, геомагнитных пульсаций**. Поэтому, влияние аномалии может быть положительным, десинхронизирующим биоэффективным фактором, препятствующим установлению режима параметрического резонанса в организме. В отличие от классической геомагнитной бури, в Уреки время пребывания человека под воздействием значительных градиентов геомагнитного поля может быть произвольным.

По популярному до сих пор среди медиков мнению, особые целебные качества курорта Уреки связаны исключительно с «магнитными песками». Считается, что намагниченный песок благотворно влияет на организм, особенно на детей страдающих заболеваниями сердечно-сосудистой системы (ССЗ) и опорно-двигательного аппарата (ОДА). Однако, магнитные пески встречаются и в других местах черноморского побережья Грузии, в устьях крупных рек, текущих с кавказских гор. Основной физический параметр, магнитная восприимчивость, этих песков, являющихся результатом размывания намагниченных горных пород, всюду практически одинакова. В отличие от других мест, где также встречаются «магнитные пески», но не отмечено их позитивное биоактивное действие, физиотерапевтический эффект курорта Уреки хорошо изучен и многократно подтвержден исследованиями, проводившимися НИИ курортологии и физиотерапии Грузии [10].

Таким образом, очевидно, что перемещение человека по территории Уреки, перманентно создает ситуацию, моделирующую его нахождение в геомагнитной буре. Существуя в густонаселенном, курортном месте, этот феномен, естественно, не может не привлечь внимание исследователей. Очевидно, что его изучение представляет интерес не только с геофизической, но и медико-биологической точки зрения. Приняв к рассмотрению гипотезу о влиянии Pc1 на организм, логично предложить Уреки как идеальное место для ее тестирования.

На этой территории имеется совокупность двух редких факторов -

-Околоземная астрономия - 2007

мелкомасштабной структуры неоднородностей магнитного поля и плотной популяции, жизнедеятельность которой требует перемещения в неоднородном магнитном поле, то есть создает эффект, аналогичный пребыванию в условиях перманентной магнитной бури. Но следует помнить, что тут имеется принципиальное отличие от натуральной магнитной бури, связанной со вспышечной активностью Солнца - геомагнитная аномалия не генерирует пульсаций магнитного поля! Следует отметить, что по существующей эпидемиологической статистике, имеющейся в системе здравоохранения, в Уреки не отмечено проявление каких либо «краевых» аномалий или патологий, которые можно было бы увязать с наличием геомагнитной аномалии. Наоборот, Уреки является курортом, показанным при ССЗ и патологиях ОДА. Что касается физиотерапевтического воздействия, то позитивный эффект изучен и подтвержден в отношении его влияния на состояние лиц с заболеваниями ССС и ОДА, пребывающих на курорте только определенный срок, с целью санаторного лечения [4,5]. До настоящего времени специальных массовых исследований местного населения для выявления каких либо особенностей физиологических констант и адаптивных механизмов не проводилось. Этот пробел необходимо восполнить, как для уяснения влияния геомагнитной аномалии на аборигенные организмы, так и для ответа на принципиальный вопрос о механизме воздействия геомагнитных бурь на организм человека, а также прояснения ряда актуальных вопросов, связаных с магнитотерапией [6]. В этой области медицины уже используются технические средства создающие переменные магнитные поля порядка интенсивности геомагнитной бури и более, с частотами, охватывающими диапазон геомагнитных пульсаций. Литература, касающаяся эффективности воздействия, крайне противоречива. Приходится констатировать, что кризис в вопросе воздействия геомагнитных бурь на организм человека не преодолен и гелиобиологии требуются новые аргументы.

Таким образом, Уреки является не только уникальной рекреационной зоной но, как следует из сказанного, может служить естественной лабораторией, позволяющей ответить на ключевые вопросы воздействия геомагнитного поля на биосистемы.

Геомагнитная разведка в северо-западной части Аджаро-Гурийской региональной магнитной аномалии показала, что в районе устья р. Супса четко выделяются две достаточно интенсивные локальные аномалии. Первая расположена на берегу моря, в курортной зоне Цкалцминда-Уреки. Вторая – Омпаретская, находящаяся на плотно населенной территории, направлена вглубь суши (рис.1). Магнитное поле всюду настолько неоднородно, что выделение его главного (нормального) значения, а также теоретическая интерпретация данных измерений, необходимая для определения глубинной структуры, вызывающей локальные магнитные аномалии, сильно затруднена.

Исходя из особенностей геологии аномалии Уреки и предположений о ее происхождении, была запланирована и успешно осуществлена в 2007 году еще одна геомагнитная экспедиция в предполагаемый район другой локальной структурированной геомагнитной аномалии, на территории которой также находится населенный пункт Ацана. Этот пункт расположен в холмистой местности, в достаточном удалении от прибрежной зоны, в других климатических условиях и представляет не меньший интерес для исследований (рис.1).

Таким образом, программа исследований в рекреационной зоне Уреки может внести существенный вклад в решение проблемы биоэффективности магнитного воздействия, поможет продвинуться в некоторых вопросах, вызывающих острую полемику [7] и ответить на ряд вопросов, относящихся к области магнитотерапии. Программа должна предусматривать хронобиологические исследования и мониторинг ритмических факторов внешней среды, поскольку одной из рабочих гипотез является гипотеза о синхронизации/десинхронизации и параметрическом резонансе эндогенных ритмов биологических объектов с ритмами окружающей среды.



Рис. 1. Локальные структурированные магнитные аномалии: черноморский куррорт Уреки (1); село Омпарети (2); село Ацана (3).

Литература

- 1.Бреус Т.К., Ф.И.Комаров, С.И.Рапопорт Медицинские эффекты геомагнитных бурь. Клиническая медицина, №3, 2005, с. 4-12.
- 2. Рапопорт С.И., Т.К.Бреус, Н.Г.Клейменова, О.В.Козырева, Н.К.Малиновская; Геомагнитные пульсации и инфаркты миокарда. Тер.Архив, т.78, №4, 2006, с.56-60.

- 3. Кереселидзе З.А., Г.Г.Беришвили, В.Г.Кирцхалиа. О некоторых факторах биоэффективности геомагнитного поля. Тбилиси, изд-во "Мецниереба", 2000, 39 с. (на грузинском языке).
- 4. Тархан-Моурави И.Д., Ш.Д.Гогохия, Т.А.Джапаридзе. К вопросу об основных сторонах механизмов действия ряда лечебных факторов при некоторых заболеваниях дыхательной, сердечно-сосудистой и эндокринной систем. Известия АН Грузии, Сер. Биол., 2000, т.26, № 46, с. 365-368.
- Кереселидзе З.А., Н.М. Саакашвили, И.Д. Тархан-Моурави, М.Ш. Табидзе, А.Г.Амиранашвили, В.А.Чихладзе, Г.Г.Беришвили, А.Г.Тархнишвили. Особенности локальной магнитной аномалии в курортной зоне Цкалцминда – Уреки. Актуальные вопросы применения немедикаментозных лечебных средств. Тбилиси, 2006, с.93-97.
- 6. Weintraub M.I.. Magnetotherapy: Historical Background With a Stimulating Future. Crit.Rev.Phy.Rehabil.Med., 2004, v 16(2), p. 95-108.
- 7. Бинги В.Н., А.В. Савин. Физические проблемы действия слабых магнитных полей на биологические системы. УФН, т.173, 265-300, 2003.

Содержание

Предисловие	5
50-летию Первого искусственного спутника Земли посвящается	
50 лет космических исследований Савиных В.П.	9
Рыхлова Л.В., Касименко Т.В. Первые наблюдения спутников:	
как это было	15
Быков О.П.Первое фотографическое наблюдение ИСЗ в СССР	19
Апу <u>невич С.В,. Билински</u> й А.И., Благодир Я.Т.,	
<u>Логвиненко А.А.</u> Вирун Н.В.,Вовчик Е.Б., Мартынюк-	
<i>Лотоцкии К.П</i> От первого ИСЗ до сегодняшних днеи. (История станции 1031 г. Львов)	20
(merepair enandrine recent enabled)	

Апофис

Рыхлова Л.В., Шустов Б.М., Поль В. Г., Суханов К.Г. Насущные	
проблемы астероидной опасности	25
Соколов Л.Л. , Башаков А.А., Питьев Н.П. О возможных	
сближениях АСЗ 99942 Апофис с Землей	33
Емельянов В.А., Меркушев Ю.К., Барабанов С.И.	
Периодичность сеансов наблюдения астероида Апофис	
космическими и наземными телескопами	38
Ивашкин В.В., Стихно К.А. Анализ проблемы коррекции	
орбиты астероида Апофис	44
Быкова Л.Е, Галушина Т.Ю. Эволюция вероятной области	
движения астероида 99942 Апофис	48
Смирнов Е.А Современные численные методы интегрирования	
уравнений движения астероидов, сближающихся с Землёй.	54
Емельянов В.А., Лукьященко В.И., Меркушев Ю.К., Успенский	
Г.Р. Точность определения параметров орбиты астероида	
Апофис, обеспечиваемая космическими телескопами	59

Физические характеристики малых тел Солнечной системы

Подгорный И. М. Магнитные поля малых тел	65
Верещагина И.А., Горшанов Д.Л., Девяткин А.В. Фотометрия некоторых сближающихся с Землей двойных астероидов	70
Гафтонюк ¹ Н.М., Круглый ² Ю.Н. Фотометрия астероидов,	
сближающихся с Землей, по наблюдениям в Симеизе в 2005-	
2007 гг.	73
Бусарев В. В. Астероиды неоднозначных спектральных	
типов: 11 Партенопа, 198 Ампелла, 201 Пенелопа и 21	
Лютеция	79
Виноградова Т.А., Заботин А.С. Каталог АСЗ ИПА РАН	84
Чурюмов К.И., Филоненко В.С., Чубко Л.С. Флуктуации яркости	
шести комет 1999-2004 годов и их связь с солнечной	
активностью	88
Савиных В.П., Краснорылов И.И. О некоторых проблемах,	
возникающих при прогнозировании противодействия	
кометно-астероидной опасности	93
<i>Дмитриев Е.В.</i> Болидный поток раскаленного аэрозоля - новый	
поражающий фактор, сопровождающий падение кометного	
обломка	100
Динамика малых тел Солнечной системы	
Емельяненко В.В. Источники околоземных комет	105
Куликова Н. В., Поляков Н.В., Чепурова В.М. Эволюшионное	
развитие метеороидного комплекса кометы Темпеля-Тутля	109
Куликова Н.В., Тишенко В.И., Калинин Д.А. О метеороидной	
обстановке в районе Марса по результатам компьютерного	
моделирования	115
Емельяненко В.В. Параллельные вычисления в исследовании	
динамической эволюции околоземных объектов	122
Бирюков Е.Е., Мазеева О.А. Астероиды и кометы из облака	
Оорта на орбитах галлеевского типа	124
Емельяненко Н.Ю. Сближения короткопериодических комет	
с Юпитером. Анализ орбитальной эволюции	130
с Юпитером. Анализ орбитальной эволюции	130

Ипатов С.И. Источники зодиакальной пыли	132
<i>Емельяненко Н.Ю</i> . Анализ движения ядер кометы Шумейкер- Леви 9 в области сближения с Юпитером	137
Перов Н.И., Шилова К.Г Аналитическая модель перехода тел	
с периферии во внутренние части Солнечной системы и	141
Заботии 4 С Медеедее Ю Л О возможной гелионентрической	111
орбите тунгусского метеорита до его вхождения в атмосферу	
Земли	147
Нароенков С.А. Определение семейств астероидов, среди	
астероидов, сближающихся с орбитой Земли	152
Бондаренко Ю.С. Комплекс программ для улучшения орбит комет	159
Мещеряков С.А. Аналитические формулы для оценок	
распределений метеороидов в околоземном пространстве	161
Перов Н.И., Багров А.В., Тихомирова Е.Н. Метод поиска	1.64
родительских тел метеорных потоков	164
<i>Терентьева А.К.</i> , <i>Барабанов С.И.</i> Комплексы SOHO комет и метеорных тел	167
Тимошкова Е. И. Сравнительное изучение орбитальной	
эволюции группы резонансных АСЗ	171
<i>Жуйко С.В.</i> Траектории в модельной задаче двух неподвижных центров Л.Эйлера	174
Калинин Д.А., Куликова Н.В. Анализ результатов компьютерного	
моделирования метеороидных комплексов на основе	
критериев общности	177
Михеева А.В. Импактные кратеры и линейные магнитные	
аномалии	185

Космические миссии

Чурюмов К.И., Шульман Л.М. Кометы после космических	
миссий «Стардаст» и «Дип Импакт» и перед «Розеттой»	191
Поль В.Г., Д.А., Симонов А.В., Суханов К.Г. О миссии разведки	
астероида Апофис	200

Дегтярь В.Г., Волков В.А. Разработка принципов версификации	
ракетно-космических комплексов для решения задач	
астероидно-кометной безопасности	213
ракетно-космических комплексов для решения задач астероидно-кометной безопасности	213

373

Мониторинг малых тел Солнечной системы

Багров А.В. Проблемы переоснащения существующих	
российских телескопов в телескопы обнаружения и слежения	
за опасными космическими объектами	227
Девяткин А.В., Верещагина И.А., Куприянов В.В., Горшанов Д.Л.,	
Бехтева А.С., Кракосевич О.В., Алешкина Е.Ю.,	
Ибрагимов Ф.М., Львов В.Н., Смехачева И.Р.,	
Цекмейстер С.Д., Бекяшев Р.Х. Наблюдения сближающихся	
с Землёй объектов на автоматизированном телескопе ЗА-	
320М Пулковской обсерватории	232
Светцов В.В. Поток комет на Землю: вопросы интерпретации	
наблюдательных данных	237
Горбанев Ю.М. Результаты телевизионного метеорного	
патрулирования в Одессе за 2003-2007 гг.	243
Кимаковский С.Р., Горбанев Ю. М., Князькова Е.Ф.,	
Шестопалов В.А., Голубаев А.В. Методика и программное	
обеспечение для обработки наблюдений метеорного	
патрулирования	247
Князькова Е.Ф., Горбанев Ю.М. Первичная статистика метеорного	
видеопатрулирования на станции Крыжановка, Одесса	252
Голубаев А.В., Горбанев Ю.М. Радианты слабых телескопических	
метеоров по телевизионным наблюдениям	258
Шестопалов В.А., Горбанев Ю.М. Методика телевизионных	
наблюдений и обработки изображений метеорного	
послесвечения	264
Карташова А. П. Метод измерения экваториальных координат	
объекта	269
Багров А.В., Кислицкий М.И. Использование космических	
средств контроля околоземного пространства для	
обнаружения опасных космических объектов	272

Крючков С.В., Николенко И.В. Комплекс «телескоп Цейсс- 1000»	
НИИ КРАО (п. Голубой Залив, гора Кошка) и перспективы	
его развития.	277
Антипин В.С., Арсентьев А.Н., Семенов Д.В., Язев С.А	
Комплексные исследования Витимского болида.	281
Козырев Е.С. Сибирякова Е.С. Шульга А.В. Применение	
поворотной платформы для наблюдений объектов	
околоземного пространства комбинированным методом	288
Расхожев В.Н. Программное обеспечение телевизионной	
системы наблюдения метеорных событий	292
Андрук В.Н., Бутенко Г.З., Видьмаченко А.П., Кулик И.В.	
Обработка ПЗС-кадров в пакете MIDAS/ROMAFOT	295

Наблюдение ИСЗ и космический мусор

Карпов Н.В., Сергеев А.В., Тарадий В.К. Наблюдения событий в	
околоземном пространстве на пике Терскол, 1997 – 2007г.г.	299
Гришин Е.А., Куимов К.В., Новиков С.Б., Семенцов В.Н.,	
Шаргородский В.Д Высокоточные наблюдения	
высокоорбитальных объектов	305
Молотов И.Е., Агапов В.М., Ибрагимов М.А., Литвиненко Е.А.,	
Алиев А., Гусева И.С., Куприянов В.В., Титенко В.В.,	
Борисов Г.В., Русаков О.П., Корниенко Г.И., Ерофеева А.В.,	
Сальес Р., Гребецкая О.Н., Выхристенко А.М.,	
Инасаридзе Р.Я., Лих Ю.С, Смирнов С.Э.Глобальная система	
мониторинга геостационарной орбиты	309
Захарова П.Е., Кузнецов Э.Д., Гламазда Д.В., Горда С.Ю.,	
Кайзер Г.Т. Система мониторинга геосинхронных объектов	
Коуровской астрономической обсерватории УрГУ	314
Данилкин В.А., Дубовиков А.Г., Козлов С.В., Мироненко ² Р.Р.,	
Пономарев А.И., Сафронов С.М.Космическая система на	
базе малых космических аппаратов для исследования	
техногенных космических частиц	317
Епишев В.П., Мотрунич И.И., Климик В.У., Мацо А.М., Кудак	
В.И. Исследование причин роста вероятности столкновения	
на геостационарной орбите	321

Козырев Е.С., Сибирякова Е.С., Шульга А.В. Апуневич С.В,	
Билинский А.И.,Благодыр Я.Т., Вирун Н.В., Вовчик Е.Б.,	
Погвиненко А.А., Мартынюк-Лотоцкий К.П ² Совместный	
проект НИИ «Николаевская Астрономическая Обсерватория»	
и Львовской астрономической обсерватории по позиционным	
наблюдениям ИСЗ	326
Андреев М. В., Бахтигараев Н.С., Сергеев А.В., Титов Д.Л.	
Исследования малоразмерных геостационарных объектов	
в обсерватории на пике Терскол в 2006 – 2007 годах	331
Клишин А.Ф., Чазов В.В., Бахтигараев Н.С., Костюк Н.Д. Анализ	
техногенной опасности для геостационарных космических	
аппаратов вблизи точки либрации 75 ^о ВД	335
Андреев М.В., Бахтигараев Н.С., Крючков С. В., Николенко И.В.,	
Рыбалова М.Н Фотометрические наблюдения избранных	
объектов на ГСО в Симеизском отделении КрАО	340
Сухов П.П., Волков С.К., Карпенко Г.Ф., Губин Е.Г.,	
Титенко В.В., Ямницкий В.А., Ткаченко А.А. О применении	
широкопольных линзовых объективов для задач контроля	
космического пространства	342

Экология околоземного пространства и другие проблемы

<i>Епишев В.П., Исак И.И., Климик В.У., Новак Э.И.</i> Изменение яркости ночного неба в пункте Ужгород за 22 года	349
Жиляев Б.Е., Андреев М.В., Сергеев А.В., Петков В.Б. Обнаружение колебаний оптического послесвечения космической гамма вспышки GRB090522C по наблюдениям на Пике Терскол	354
Прохоров М.Е., Бакулин Р.С. Эллиптические аккреционные диски: Наиболее общий случай искривленного диска	359
Геонджян Л., Кереселидзе З., Ломинадзе Дж., Ломоури М., Табагуа Г. О возможности моделирования биоэффектов геомагнитной бури в естественных условиях	
	364

Околоземная астрономия - 2007