



НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
С МЕЖДУНАРОДНЫМ УЧАСТИЕМ

ОКОЛОЗЕМНАЯ АСТРОНОМИЯ

2025

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

ИНСТИТУТ АСТРОНОМИИ РАН
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

МОСКВА

Серия конференций «Околоземная астрономия» традиционно объединяет широкий спектр тем, посвящённых изучению физических свойств и динамики малых тел естественного и искусственного происхождения в Солнечной системе и околоземном пространстве. Здесь пересекаются фундаментальные исследования и прикладные задачи, открывая новые горизонты в понимании нашей космической среды. Особое внимание уделяется актуальным вопросам, таким как проблема космического мусора и оценка астероидно-кометной угрозы — ключевым вызовам для современной науки и технологий.

Организаторы конференции:

- ФГБУН Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН)
- ФГБУН Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Программный комитет:

Л.М. Зеленый	ИКИ РАН	сопредседатель
М.М. Пеньков	ЦНИИмаш	сопредседатель
Б.М. Шустов	ИНАСАН	сопредседатель
Е.С. Баканас	АО «РКС», ИНАСАН	ученый секретарь
В.М. Агапов	АО «АНЦ»	
О.Ю. Аксёнов	ПАО «МАК «Вымпел»	
В.В. Бусарев	ГАИШ МГУ им. М.В. Ломоносова	
Г.Г. Валявин	САО РАН	
С.С. Вениаминов	НИИЦ ЦНИИ ВКС МО РФ	
Т.Ю. Галушкина	НИИ ПММ ТГУ	
А.В. Девяткин	ГАО РАН	
Г.И. Кохирова	ИА НАН Таджикистана	
Э.Д. Кузнецов	УрФУ	
Ю.Д. Медведев	ИПА РАН	
О.П. Попова	ИДГ РАН	
А.Н. Ростопчина-Шаховская	КрАО РАН	
М.И. Савельев	ВНИИ ГОЧС (ФЦ)	
В.В. Сидоренко	ИПМ им. М.В. Келдыша РАН	
Г.Г. Ступак	ЦНИИмаш	
В.И. Шематович	ИНАСАН	

Местный оргкомитет:

М.П. Щербина	ИНАСАН	сопредседатель
А.М. Садовский	ИКИ РАН	сопредседатель
Е.А. Антоненко	ИКИ РАН	
А.А. Беляев	ИКИ РАН	
Т.Д. Жаркова	ИКИ РАН	
Р.В. Золотарёв	ИНАСАН	
В.А. Зубко	ИКИ РАН	
В.А. Калинин	ИКИ РАН	
М.Л. Канарейкина	ИКИ РАН	
П.А. Левкина	ИНАСАН	
О.В. Ревин	ИКИ РАН	
А.Н. Устинов	ИКИ РАН	
К.С. Федяев	ИКИ РАН	
Н.А. Эйсмонт	ИКИ РАН	

**Приветственное слово от программного комитета конференции
«Околоземная астрономия – 2025»**

Дорогие коллеги!

От имени программного комитета рады поприветствовать вас на конференции «Околоземная астрономия – 2025», организованной Институтом астрономии РАН (ИНАСАН) и Институтом космических исследований РАН (ИКИ РАН), собравшей учёных, инженеров и специалистов, чьи исследования и разработки связаны с изучением околоземного пространства и малых тел Солнечной системы.

Наша конференция продолжает сложившуюся традицию объединения научного сообщества, заинтересованного в широком круге задач – от фундаментальных вопросов динамики и физики естественных и искусственных тел до прикладных аспектов мониторинга и предупреждения космических угроз.

Тематика нынешнего форума охватывает не только исследования астероидов, комет и космического мусора, но и современные методы наблюдений, моделирования и анализа данных. Мы особенно ценим междисциплинарный характер представленных работ, а также участие как опытных исследователей, так и молодых учёных.

Мы выражаем особую признательность приглашённым докладчикам, которые откликнулись на наше приглашение и подготовили содержательные обзоры по ключевым направлениям. Их вклад придаёт программе конференции особую научную глубину и способствует формированию общего исследовательского контекста.

Благодарим всех авторов и участников за проявленный интерес. Надеемся, что обсуждения и встречи в рамках «Околоземной астрономии – 2025» станут импульсом для новых идей, проектов и профессиональных контактов.

С наилучшими пожеланиями,
Программный комитет

РАЗВИТИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА СИСТЕМЫ ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В ОКП С УЧЁТОМ ДИНАМИЧЕСКОГО ИЗМЕНЕНИЯ ОБСТАНОВКИ НА ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Олейников И.И.^{1*}

¹ – АО «ЦНИИмаш», Королев, Россия

* oleynikovii@tsniiimash.ru

Перспективная система информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности в ОКП «Млечный путь» является автоматизированной технической системой непрерывного функционирования, предназначеннной для формирования и предоставления информации, продуктов, услуг в сфере бесконфликтного применения космических систем и информированности об обстановке в ОКП.

С учетом возможностей реального финансирования возможно создание одного из трех вариантов системы «Млечный путь».

Максимально возможный вариант, предусматривающий независимое от дополнительных источников информации решение задач информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности в ОКП по направлениям мониторинга техногенных космических объектов, космических радиолиний, малых небесных тел и космической погоды в полном объеме.

Минимальный вариант, направленный на обеспечение безопасности Российской орбитальной станции в целях ее защиты от космических объектов на пересекающихся орbitах размером более 10 см с учетом тесного информационного взаимодействия с привлекаемыми дополнительными источниками информации (средства РАН и других ведомств).

Рациональный вариант создания Системы МП, обеспечивающий решение задач и выполнение требуемых характеристик в полном объеме с учетом тесного информационного взаимодействия с РАН и другими ведомствами в вопросах получения дополнительной информации мониторинга ОКП.

Малые тела Солнечной системы



ПОЛУАНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЕКОВЫХ ЭФФЕКТОВ
В ДВИЖЕНИИ АСТЕРОИДОВ, ЯВЛЮЩИХСЯ КВАЗИСПУТНИКАМИ ЗЕМЛИ

Сидоренко В. В.^{1*}, Адыгезалов Н.Э.²

¹ – Институт прикладной математики имени М. В. Келдыша РАН, Москва, Россия

² – Московский физико-технический институт, Москва, Россия

* vvsidorenko@list.ru

Астероид называют квазиспутником некоторой планеты, если он длительное время движется в окрестности этой планеты на расстоянии, значительно меньшем, чем расстояние от данной планеты до Солнца, но при этом даже в моменты максимального сближения расстояние между астероидом и планетой существенно превосходит размеры ее сферы Хилла [1]. Квазиспутниковый режим движения, далее для краткости именуемый *QS*-режимом, отвечает резонансу 1:1 средних движений астероида и планеты (рис. 1). При определенных условиях *QS*-режим может превращаться в другие режимы резонансных движений (преимущественно в *HS*-режим, соответствующий движению по подковообразной траектории в синодической системе координат).

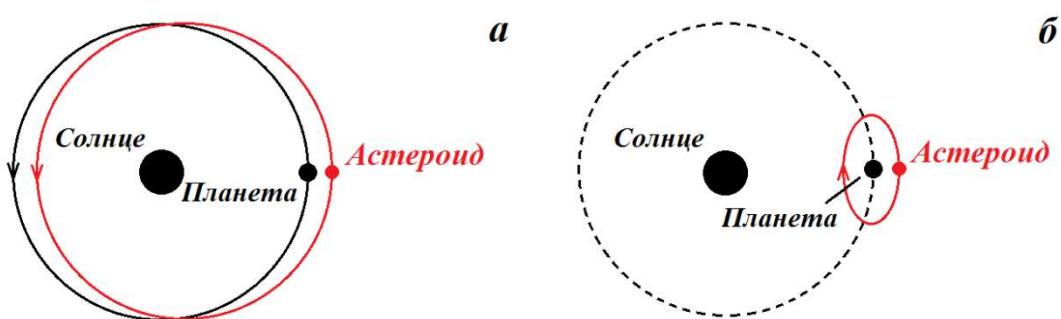


Рисунок 1. Орбитальное движение планеты и ее квазиспутника: (а) - движение в гелиоцентрической системе отчета, оси которой сохраняют ориентацию в абсолютном пространстве; планета движется вокруг Солнца по круговой орбите, квазиспутник - по эллиптической, (б) - движение планеты и квазиспутника во вращающейся системе координат, сохраняющей неизменным направление «Солнце-планета» [2].

В настоящее время известно восемь астероидов, являющихся квазиспутниками Земли: (164207) Cardea, (277810) 2006FV35, 2013LX28, 2014OL339, (469219) Kamo'oalewa, 2020PP1, 2022YG, 2023FW13. Есть основания предполагать, что астероид 2015YA тоже может быть квазиспутником Земли [3]. Указанные астероиды имеют размеры от 10 м до 100 м, их эксцентриситеты варьируются от 0.07 до 0.46, а наклонения от 1.6 до 50 градусов.

Относительное положение квазиспутника и Земли в орбитальном движении определяется разностью их средних долгот λ и λ_3 . Принимая во внимание наличие резонанса в движении квазиспутника и Земли, эту разность будем называть резонансной фазой. Движение квазиспутника можно рассматривать как слабо возмущенное гелиоцентрическое и использовать для изучения эволюции резонансной фазы $\varphi = \lambda - \lambda_3$ методы теории возмущений [2,4-6].

После усреднения по орбитальному движению квазиспутника и тех планет Солнечной системы, которые оказывают наиболее существенное влияние на его

движение, возникает дифференциальное уравнение, описывающее изменение резонансной фазы:

$$3 \frac{d^2\varphi}{dt^2} + \mu \frac{\partial W}{\partial \varphi} = 0. \quad (1)$$

Здесь μ - отношение масс Земли и Солнца, W – возмущающая функция, характеризующая влияние притяжения Земли и других планет на движение квазиспутника.

Выражение для усредненной возмущающей функции имеет вид:

$$W(\varphi, \omega, e, i) = W_3(\varphi, \omega, e, i) + \sum_{\substack{k=2 \\ (k \neq 3)}}^{k=6} W_k(\omega, e, i),$$

где ω , i , e - средние кеплеровские элементы орбиты астероида в гелиоцентрической системе координат,

$$W_3(\varphi, \omega, e, i) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left[\frac{1}{|\mathbf{r}(\lambda) - \mathbf{r}_3(\lambda_3(\lambda))|} - (\mathbf{r}(\lambda), \mathbf{r}_3(\lambda_3(\lambda))) \right] d\lambda,$$

$$W_k(\omega, e, i) = \frac{\bar{\mu}_k}{4\pi^2} \int_0^{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\lambda d\lambda_k}{|\mathbf{r}(\lambda) - \mathbf{r}_k(\lambda_k)|}.$$

В приведенных формулах $\mathbf{r}(\lambda)$ и $\mathbf{r}_k(\lambda)$ обозначают положения квазиспутника и планеты для соответствующих значений их средних долгот, $\bar{\mu}_k$ равно отношению массы k -ой планеты к массе Земли. Планеты предполагаются движущимися по круговым орбитам, плоскости этих орбит совпадают, Земля и Луна рассматриваются как единое тело.

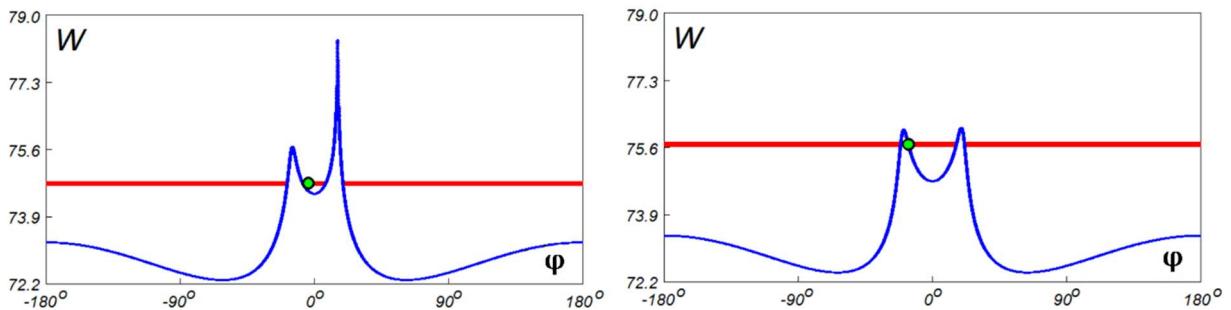


Рисунок 2. Усредненная возмущающая функция для астероидов (164207) Cardea (слева) и 2023FW13 (справа). Линии указывают значение гамильтониана задачи в решении уравнений движения, соответствующему наблюдаемому движению астероидов. Точками отмечены текущие значения резонансной фазы.

С течением времени резонансный режим движения объекта может измениться. Изменение резонансного режима может происходить детерминированным или вероятностным образом. Возможные трансформации резонансных режимов определяются значениями первых интегралов задачи. Например, в [2] были установлены условия, при которых *QS*-режим переходит либо в *HS*-режим, либо в «составной» *QS + HS*-режим, сочетающий свойства квазиспутникового и подковообразного режимов. Формулы, позволяющие вычислять вероятности перехода между разными режимами резонансного

движения, приведены в [7]. Применительно к рассматриваемой задаче эти формулы можно записать следующим образом:

$$P_{QS,HS} = \frac{\hat{\Theta}_{QS,HS}}{\hat{\Theta}_{QS} + \hat{\Theta}_{HS} + \hat{\Theta}}, \quad P_{QS+HS} = 1 - P_{QS} - P_{HS},$$

где

$$\hat{\Theta}_{QS,HS} = \max(\Theta_{QS,HS}, 0), \quad \hat{\Theta} = \max(-\Theta_{QS} - \Theta_{HS}, 0).$$

Величины Θ_{QS} и Θ_{HS} имеют смысл скорости изменения площади областей фазовой плоскости уравнения (1), в которых лежат фазовые траектории, отвечающие *QS*-режимам и *HS*-режимам.

Литература:

1. Kogan A. Yu. Quasi-satellite orbits and their applications // Proceedings of the 41st Congress of the International Astronautical Federation. 1990. P. 90–97.
2. Sidorenko V. V., Neishtadt A. I., Artemyev A. V., Zelenyi L. M. Quasi-satellite orbits in the general context of dynamics in the 1:1 mean motion resonance: perturbative treatment // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2014. 120. P.131–162.
3. Pan N., Gallardo T. An attempt to build a dynamical catalog of Solar System co-orbitals // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2025. 137 (1). P. 2.
4. Mikkola S., Innanen K. Orbital stability of planetary quasi-satellites // The Dynamical Behavior of Our Planetary System. 1997. P. 90–97.
5. Namouni F. Secular interactions of coorbiting objects // Icarus. 1999. 137. P. 293–314.
6. Namouni F., Christou A. A., Murray C. D. Coorbital dynamics at large eccentricity and inclination // Physical review letters. 1999. 83(13). P. 2506.
7. Artemyev, A.V., Neishtadt, A.I., Zelenyi, L.M.: Ion motion in the current sheet with sheared magnetic field. Part 1: quasi-adiabatic theory // Nonlinear Processes in Geophysics. 2013. 20 (1). P. 163-178.

**ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ДАННЫХ
ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ
АСТРОНОМИЧЕСКИХ ЗАДАЧ**

Баканас Е.С.^{1,2*}, Бадак Л.А.¹

¹ – АО РКС, Москва, Россия

² – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* oterma@yandex.ru

Современная группировка спутников дистанционного зондирования Земли на околоземной орбите довольно внушительна и включает в себя космические аппараты различного назначения, позволяющие получать данные о поверхности Земли в различных диапазонах длин волн с высоким и сверхвысоким разрешением. Преимущества использования именно радиолокационных данных состоит в том, что нет зависимости от погодных условий и времени суток, имеются расширенные возможности дешифрирования и оценки обстановки, формирование цифрового рельефа Земли. Периодичность получения данных позволяет при необходимости получать интерферометрические пары радиолокационных изображений (РЛИ) для решения ряда тематических задач. Дифференциальная интерферометрия может быть применена для мониторинга случаев падений космических тел на Землю – например, при изучении деформации поверхности Земли возможно фиксирование деформаций, характерных для импактных структур. В этом случае можно рассматривать использование радиолокационных ДЗЗ как часть общей системы мониторинга угрожающих столкновением с Землей небесных тел. Совместное использование радиолокационных и оптических методов позволяет получить более полную картину рельефа местности, в том числе особенностей подтвержденных и предполагаемых импактных структур, изучать скрытые под поверхностью структуры. Это особенно важно при исследовании ударных кратеров, которые могут быть скрыты под слоем льда, почвы или растительности. На рисунке 1 приведен пример использования РЛИ для изучения кратера Вредефорта по данным с космического аппарата Sentinel-1A,B.(Alaska Satellite Facility, <https://search.asf.alaska.edu>). В докладе будут приведены примеры кратеров, расположенных в том числе и на территории нашей страны.

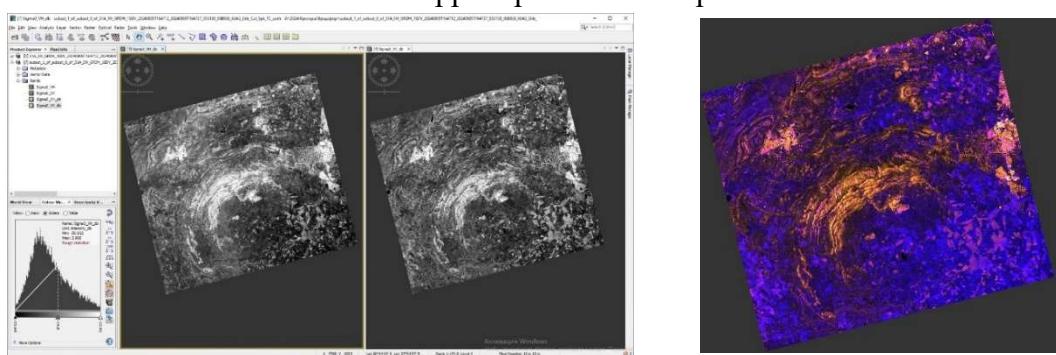


Рисунок 1. Кратер Вредефорт — ударный кратер на Земле, расположен в 120 километрах от центра города Йоханнесбург, ЮАР. Слева показана предварительная обработка в программе SNAP ((Sentinel Application Platform, <https://step.esa.int/main/>.)), справа — псевдоцветное изображение из двух поляризаций, в качестве красного цвета принято — ВВ (VV), зеленого — ВГ (VH), синего — ВВ/ВГ (VV/VH).

На данный момент в России проводится расширение космической группировки, в том числе планируется запуск новых радиолокационных спутников, что даст возможность получать данные именно с отечественных спутников, без ограничений по разрешению, накладываемых на свободно распространяемые данные с зарубежных космических аппаратов.

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗБРАННЫХ АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЕЙ, ПО
ДАННЫМ НАБЛЮДЕНИЙ НА ОБСЕРВАТОРИИ ТФ ИНАСАН В 2024-2025 ГГ

Баканас Е.С.^{1,2*}, Барабанов С.И.²

¹ – АО РКС, Москва, Россия

² – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* oterma@yandex.ru

Текст тезисов Вашего доклада, не более трех страниц Представлены результаты выполнения части программы наблюдений астероидов, сближающихся с Землей на обсерватории ТФ ИНАСАН в декабре 2024-январе 2025 года. Астероиды были выбраны среди тех, которые проходили в данный период вблизи перигелия.

Информация об объектах наблюдений приведена по данным сайта Лаборатории реактивного движения NASA [1] в таблице 1. Даны: элементы орбиты изучаемых астероидов (a – большая полуось орбиты, i - наклонение орбиты, q – перигелийное расстояние, эпоха J2000.0), абсолютная звездные величины (H), даты прохождения перигелия (Tr) и принадлежность к определенной группе астероидов. Пять из 8 объектов – астероиды группы Аполлона, 5 из них – потенциально опасные астероиды (ПОА), астероида группы Атона и один – группы Амура Для большинства астероидов из этого списка на момент наблюдений в опубликованных данных не было ведений о принадлежности к таксономическому классу. Наблюдения были проведены на телескопе ЦЕЙСС-2000, для каждого объекта были получены серии кадров в течении 2-3 ночей.

Таблица 1 – Объекты наблюдений в декабре 2024 – январе 2025

№	Объект	Tr	H, ^m	a, а.е.	i, °	q, а.е.	Группа
1	458122 (2010 EW45)	05.11.2024	16.37	2.068	2.1	0.684	Аполлон, ПОА
2	377097 (2002 WQ4)	02.02.2025	19.70	1.956	3.9	0.869	Аполлон, ПОА
3	214088 (2004 JN13)	10.08.2024	15.35	2.889	13.3	0.895	Аполлон
4	175706 (1996 FG3)	11.10.2025	18.30	1.055	2.0	0.685	Аполлон, ПОА
5	162004 (1991 VE)	10.04.2025	18.29	0.665	7.2	0.299	Атон
6	153220 (2000 YN29)	07.08.2025	17.43	2.541	6.2	0.844	Аполлон, ПОА
7	143678 (2003 SA224)	01.3.2025	16.37	1.650	13.9	1.107	Амур
8	137805 (1999 YK5)	11.05.2025	16.71	0.829	16.7	0.366	Атон

Для того чтобы установить наиболее подходящий спектральный класс изучаемых объектов, полученные фотометрические данные для астероидов сравнивались с образцами спектров, представленными в работе [2], используя стандартные методы сопоставления кривых. Для всех представленных в таблице астероидов был определен таксономический класс и дополнительно проведено исследование наличия других объектов среди АСЗ, находящихся на близких орbitах.

Литература:

1. JPL's Solar System Dynamics (SSD). URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov> (дата обращения: 15.03.2025).

2. DeMeo F.E., Binzel R.P., Slivan S.M. and Bus S.J.: An extension of the Bus asteroid taxonomy into the near-infrared// Icarus. 2009. 202. 1. P. 160-180

**АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ФРАГМЕНТОВ ПО МАССАМ И
РАЗМЕРАМ ПРИ РАЗРУШЕНИИ ТЕЛ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ, В
АТМОСФЕРЕ И В ЭКСПЕРИМЕНТАХ**

Брыкина И.Г.^{1*}, Егорова Л.А.¹

¹ – Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

^{*}shantii@mail.ru

Моделирование распределений фрагментов по массам (размерам) – один из аспектов в изучении столкновительной эволюции астероидов [1–4]. В работе рассмотрены распределения по размерам членов семейств астероидов Главного пояса, распределения по массам фрагментов тел, разрушенных в ударных экспериментах, моделирующих фрагментацию астероидов в космическом пространстве, и распределения неиспарившихся фрагментов метеороидов и астероидов, разрушенных в атмосфере.

Для аналитического описания распределений используется разработанный метод [5, 6], основанный на предположении, что плотность распределения числа фрагментов по массам подчиняется степенному закону: $dN/dm \propto m^{-(\beta+1)}$, где N – функция кумулятивного числа фрагментов, определяемая как число фрагментов с массами большими или равными m . Функция $N(m)$ в зависимости от безразмерных и размерных параметров имеет вид:

$$N = \frac{1-\beta}{\beta \bar{m}_l^{1-\beta}} (\bar{m}^{-\beta} - \bar{m}_l^{-\beta}) + n_l, \quad N = M \frac{1-\beta}{\beta m_l^{1-\beta}} (m^{-\beta} - m_l^{-\beta}) + n_l. \quad (1)$$

Здесь $\bar{m} = m/M$ – масса фрагмента, нормированная на общую массу фрагментов M (массу тела до разрушения), $\bar{m}_l = m_l/M$ и m_l – массовая доля и масса наибольшего фрагмента, n_l – число максимальных фрагментов ($n_l = 1$ в большинстве случаев), β – степенной индекс.

Распределение фрагментов по размерам (диаметру D) описывается функцией N , полученной в предположении сферической формы фрагментов

$$N = \frac{3-\gamma}{\gamma \bar{D}_l^{3-\gamma}} (\bar{D}^{-\gamma} - \bar{D}_l^{-\gamma}) + n_l, \quad N = D_P^3 \frac{3-\gamma}{\gamma D_l^{3-\gamma}} (D^{-\gamma} - D_l^{-\gamma}) + n_l, \quad \gamma = 3\beta. \quad (2)$$

Здесь $\bar{D} = D/D_P$ – безразмерный диаметр фрагмента, D_P – диаметр родительского тела до разрушения или диаметр эффективного тела с массой, равной общей массе фрагментов, $\bar{D}_l = D_l/D_P$ и D_l – безразмерный и размерный диаметр наибольшего фрагмента, $\gamma = 3\beta$.

Предложенным методом описаны результаты 33-х ударных экспериментов [7–16], моделирующих фрагментацию астероидов при столкновении. Мишени, разрушающиеся в экспериментах, имели разные размер, форму, плотность и прочность. Из аналитического описания экспериментальных распределений получена зависимость степенного индекса β от удельной энергии удара Q – кинетической энергии ударника на единицу массы мишени (рис. 1). Зависимость β от Q хорошо аппроксимируется соотношением $\beta = 0.7Q^{0.06}$ для разных типов разрушения [17] при $Q > 1$ кДж/кг.

Формулы (1) хорошо описывают распределения по массам неиспарившихся фрагментов, разрушенных в атмосфере метеороидов и астероидов (метеоритов). Это относится как к метеоритам, выпавшим в последнее столетие после прохождения через атмосферу объектов, наблюдаемых инструментально или визуально (*Tsarev, Sikhote-Alin, Allende, Murchison, Bruderheim, Mbale, St-Robert, Tagish Lake, Villabeto de la Peña, Bassikounou, Almahata Sitta, Košice, Sutter's Mill, Chelyabinsk, Sarıçık, Motopi Pan*), так и к найденным фрагментам метеоритных дождей, выпавших тысячи лет назад (*Gold Basin, Jiddat al Harasis 073, Whitecourt, Campo del Cielo, Canyon Diablo*). Метеориты *Canyon Diablo* (земной возраст 50000 лет) являются фрагментами железного астероида, образовавшего кратер Бэрриджера в Аризоне. Железные метеориты *Campo del Cielo* (4000 лет), наибольший из которых (36 т), является вторым на Земле по весу после

метеорита *Hoba* (60 т), образовали поле кратеров, 20 из которых были раскрыты. Рассмотренные в работе метеоритные коллекции различаются как по количеству фрагментов (от 20 до 3374), так и по их общей массе (от 200 г до 162 т). На основе описания распределений фрагментов 22-х метеоритных дождей построена зависимость степенного индекса β от количества фрагментов. Отмечены особенности распределений метеоритов разного состава (обыкновенные и углистые хондриты, ахондриты, железные).

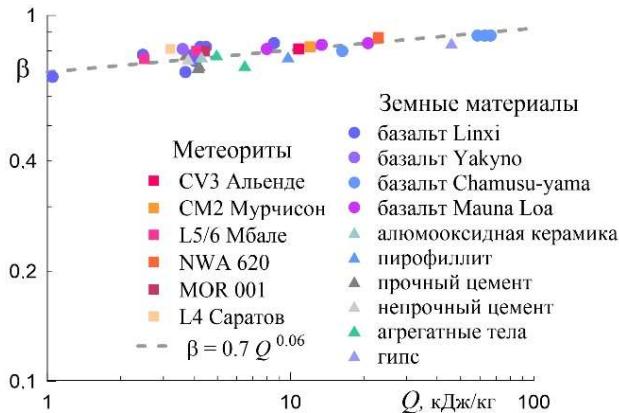


Рисунок 1. Зависимость степенного индекса β от удельной энергии удара Q в результате описания формулой (1) 33-х экспериментальных распределений [7–16].

Метод, апробированный на описании экспериментальных распределений и распределений метеоритов, был применен к описанию распределений по размерам членов 15-и семейств астероидов Главного пояса астероидов, являющихся [3] одним из основных источников метеоритов. Данные о диаметрах астероидов семейств *Agnia*, *Eunomia*, *Flora*, *Gefion*, *Iannini*, *Juno*, *Koronis*, *Karin*, *Maria*, *Massalia*, *Merxia*, *Nysa*, *Phocaea*, *Veritas*, *Vesta* взяты с сайта <http://sirrah.troja.mff.cuni.cz/~mira/hchondrites/> (data availability работы [3]). Примеры сравнения аналитического решения с данными наблюдений показаны на рис. 2 для распределений астероидов семейств *Koronis* (11177 астероидов) и *Veritas* (2438).

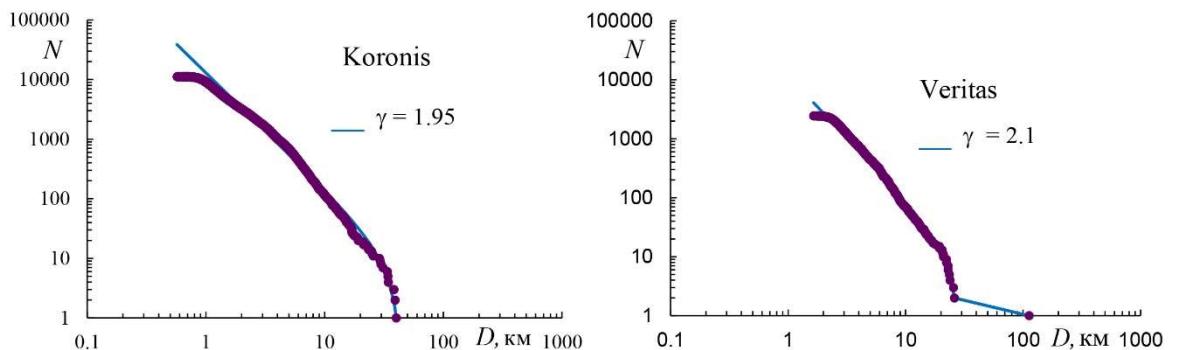


Рисунок 2. Кумулятивное число астероидов в зависимости от диаметра D для семейств астероидов *Koronis* и *Veritas*.

Формулы (2) описывают наблюдательные данные для тел диаметром примерно более 1 км, которые предполагаются полными [3]. Разработанный метод позволяет оценить диаметр родительского тела, а также, при продлении кривой распределения, оценить количество астероидов с диаметром менее 1 км в конкретном семействе, наблюдательные данные для которых либо неполные, либо отсутствуют. Оценки диаметров родительских тел сравнивались с оценками, приведенными в работах [3, 18, 19]. Оценки количества астероидов метрового размера сравнивались с оценками [3], полученными численным моделированием, для каждого рассмотренного семейства.

Благодарность

Исследование выполнено в рамках государственного задания МГУ имени М.В. Ломоносова (тема № АААА-А19-119012990114-8).

Литература:

1. Bottke W.F., Brož M., O'Brien D.P., Bagatin A.C., Marchi S., Morbidelli A. Collisional Evolution of the Main Asteroid Belt. // *Asteroids IV* (Michel P. et al. eds.). 2015. 701–724.
2. Vokrouhlický D., Nesvorný D. Brož M., Bottke W.F. Debiased population of very young asteroid families // *Astronomy & Astrophysics*. 2024. 681. P. A23
3. Brož M., Vernazza P., Marsset M., DeMeo F.E., Binzel R.P., Vokrouhlický D., Nesvorný D. Young asteroid families as the primary source of meteorites // *Nature*. 2024. 634(8034). 566–571.
4. Шустов Б.М., Бусарев В.В., Петрова Е.В., Щербина М.П., Золотарёв Р.В. Новые взгляды на активность астероидов: наблюдения, модели, прогнозы // Успехи физических наук. 2025. 195. С. 344–376.
5. Brykina I.G., Egorova L.A. On the mass distribution of fragments of an asteroid disrupted in the Earth's atmosphere // *Advances in Astronomy*. 2021. Id. 9914717.
6. Brykina I.G., Egorova L.A. Describing the fragment mass distribution in meteorite showers. // *Planetary and Space Science*. 2024. 241. Id. 105838
7. Takagi Y., Mizutani H., Kawakami S.-I. Impact fragmentation experiments of basalts and pyrophyllites // *Icarus*. 1984. 59. P.462–477.
8. Davis D.R., Ryan E.V. On collisional disruption: Experimental results and scaling laws // *Icarus*. 1990. 83. P.156–182.
9. Ryan E.V., Hartmann W.K., Davis D.R. Impact experiments 3: Catastrophic fragmentation of aggregate targets and relation to asteroids // *Icarus*. 1991. 94. P. 283–298.
10. Nakamura A., Fujiwara A. Velocity distribution of fragments formed in a simulated collisional disruption // *Icarus*. 1991. 92. P.132–146.
11. Durda D.D., Flynn G.J. Experimental study of the impact disruption of a porous, inhomogeneous target // *Icarus*. 1999. 142. P.46–55.
12. Vanvegheen T. W. et al. Mass and size frequency distribution of the impact debris from disruption of chondritic meteorites // *Lunar and Planetary Science Conference*. 2003. P. 1264.
13. Durda D.D., Flynn G.J., Sandel L.E., Strait M.M. Size-frequency distributions of dust-size debris from the impact disruption of chondritic meteorites // *Dust in Planetary Systems*. 2007. 643. P.77–80.
14. Flynn G.J., Durda D.D., Sandel L.E., Kreftc J.W., Strait M.M. Dust production from the hypervelocity impact disruption of the Murchison hydrous CM2 meteorite: Implications for the disruption of hydrous asteroids and the production of interplanetary dust // *Planetary and Space Science*. 2009. 57. P.119–126.
15. Okamoto C., Arakawa M. Experimental study on the collisional disruption of porous gypsum spheres // *Meteoritics Planetary Science*. 2009. 44. P.1947–1954.
16. Michikami T., Hagermann A., Kadokawa T., Yoshida A., Shimada A., Hasegawa S., Tsuchiyama A. Fragment shapes in impact experiments ranging from cratering to catastrophic disruption // *Icarus*. 2016. 264. P.316–330.
17. Брыкина И.Г., Егорова Л.А. О степенном законе для описания распределения фрагментов разрушенного космического тела по массам // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2022. 56. С.356–368.
18. Nesvorný D., Bottke W.F., Vokrouhlický D., Morbidelli A., Jedicke R. Asteroid families // *Asteroids, Comets, Meteors. Proc. IAU Symposium* (Lazzaro D. et al. eds.). 2005. 229.
19. Durda D.D., Bottke W.F. Jr., Nesvorný D., Enke B.L., Merline W.J., Asphaug E., Richardson D.C. Size–frequency distributions of fragments from SPH/N-body simulations of asteroid impacts: Comparison with observed asteroid families // *Icarus*. 2007. 186. P.498–516.

КОМЕТА C/2012 S1 (ISON) И РЕЗУЛЬТАТЫ ЕЕ НАБЛЮДЕНИЙ В ГИССАРСКОЙ
АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

Буризода А.М.^{1*}

¹ – Институт астрофизики Национальной академии наук Таджикистана, Душанбе,
Республика Таджикистан

* anvar10@mail.ru

В Гиссарской астрономической обсерватории (ГисАО) Института астрофизики НАНТ проведены астрометрические и фотометрические наблюдения кометы C/2012 S1 (ISON) в 2013 г. По наблюдениям кометы C/2012 S1 (ISON) в обсерватории ГисАО определены координаты, геоцентрическая траектория и орбита кометы, которые согласуются с данными МРС. Найден видимый блеск кометы в фильтрах BVRI и построены кривые блеска по наблюдениям семи ночей. Определен абсолютный блеск кометы в фильтрах BVRI, его зависимость от времени свидетельствует об отсутствии нерегулярностей в блеске кометы в период наблюдений. Показатели цвета соответствуют диапазону значений для активных долгопериодических комет и активных комет семейства Юпитера, что указывает на отсутствие значительных отличий в вещественном составе кометы от состава короткопериодических комет. Размер ядра кометы по нашим наблюдениям соответствует имеющимся в литературе оценкам.

НОВЫЕ МЕТОДИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СПЕКТРОФОТОМЕТРИИ АСТЕРОИДОВ, ВКЛЮЧАЯ АС3

Бусарев В.В.^{1*}, Додин А.В.¹, Татарников А.М.¹, Бурлак М.А.¹

¹ – Государственный астрономический им. П.К. Штернберга, МГУ им. М.В. Ломоносова,
Москва, Россия

* busarev@sai.msu.ru

Нами обсуждаются преимущества определения спектров отражения астероидов (СОА) методом выноса за атмосферу их наблюдаемых спектров с помощью теллурических стандартов (звезд класса A0V) и последующим делением внеатмосферных спектров астероидов на космический спектр Солнца [1]. Этот метод нами сравнивается с традиционным вариантом расчета СОА путем деления наблюдаемых наземных спектров астероидов на спектры звезд — солнечных аналогов с приведением их к одной воздушной массе (напр., [2]). Для этого в феврале 2025 г. нами были выполнены наблюдения пяти астероидов, сближавшихся с Землей (АС3): 887 Алинды, 4954 Эрика, 103067, 265196 и 496869 на 2.5-м телескопе КГО ГАИШ МГУ с двухканальным спектрометром ТДС, работающим в диапазоне 0.36 — 0.74 мкм [3]. Обработка этих наблюдательных данных и расчет СОА двумя упомянутыми методами показала, что качество СОА (по величине «сигнал/шум» (SNR)), полученных первым методом, значительно лучше. Это объясняется высоким SNR космического спектра Солнца, измеренного вблизи условной внешней границы земной атмосферы [1], и низким SNR спектров звезд солнечного типа. Кроме того, для последних в большинстве случаев неизвестно межзвездное поглощение света. Другими преимуществами использования первого из перечисленных методов являются возможность расчета спектра астероида в абсолютных единицах (эрг/(с см² Å)) и отсутствие необходимости трудоемкого поиска слабых звезд — солнечных аналогов для получения спектров отражения малых или удаленных астероидов.

Новым результатом представленной работы является обнаружение значительной неоднородности поверхностного вещества АС3 4954 Эрик S-типа [4]. На одном из двух его последовательных спектров отражения, полученных с интервалом времени ~10 мин, зарегистрировано заметное увеличение градиента (покраснение) спектра и появление слабых полос поглощения с центрами у 0.415, 0.515 и 0.624 мкм, связанных, вероятно, с минерологией вещества. Указанные спектральные особенности могут быть интерпретированы как появление на наблюдаемой стороне Эрика (при его вращении вокруг собственной оси с периодом 12.056h [4]) обнажения поверхностного вещества более молодого возраста. Проявлением «зрелости» поверхностного вещества АС3 на спектрах отражения считается отсутствие слабых минерологических полос поглощения из-за образования на частиках реголита непрозрачных органических пленок при воздействии высоких подсолнечных температур [5].

Литература:

1. Coddington O.M., Richard E.C., Harber D. et al. Version 2 of the TSIS-1 Hybrid Solar Reference Spectrum and Extension to the Full Spectrum // Earth and Space Science. 2023. 10 (3). Id. e2022EA002637.
2. Бусарев В.В. Спектрофотометрия безатмосферных тел Солнечной системы // Астрономический вестник. 1999. 33(2). С. 140-150.
3. Потанин С.А., Белинский А.А., Додин А.В. и др. Двухлучевой спектрограф для 2.5-м телескопа КГО ГАИШ МГУ // Письма в АЖ. 2020. 46. С. 1-20.
4. JPL, SBDB Lookup. URL: https://ssd.jpl.nasa.gov/tools/sbdb_lookup.html#/?sstr=4954 (Дата обращения 25.04.2025).
5. Busarev V.V., Barabanov S. I., Rusakov V. S., Puzin V. B., Kravtsov V. V. Spectrophotometry of (32) Pomona, (145) Adeona, (704) Interamnia, (779) Nina, (330825) 2008 XE3, and 2012 QG42 and laboratory study of possible analog samples // Icarus. 262. Р. 44-57.

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ МЕТЕОРОИДОВ ПОТОКА ПЕРСЕИД НА ОСНОВЕ МОДЕЛЕЙ АБЛЯЦИИ

Бушманова А.И.^{1,2*}, Ефремов В.В.² Е.А.^{1,2}, Попова О.П.², Глазачев Д.О.², Карташова А.П.³

¹ – Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

² – Институт динамики геосфер РАН имени академика М. А. Садовского, Москва, Россия

³ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* bushmanova.ai@phystech.edu

Метеорные тела несут ценную информацию о наше Солнечной системе. Поскольку подавляющее большинство метеороидов полностью разрушается в атмосфере, основной интерес представляют процессы их взаимодействия. Несмотря на долгую историю изучения метеорных явлений, задачи точного определения массы, плотности и состава метеороидов на основе наблюдений остаются открытыми. Неполное понимание физических процессов, сопровождающих движение метеороидов через атмосферу, влечёт за собой значительные неопределённости в оценке их характеристики.

Цель данной работы — исследование параметров мелких метеорных тел потока Персеид, наблюдавшихся в 2016 году. Оценка характеристик метеороидов производилась на основе наблюдательных данных с использованием эмпирических зависимостей и численного моделирования. Явление аблации - потеря массы при движении через атмосферу, зависит от многих факторов: размер и вещества метеорного тела, а также от угла, скорости входа и высоты полета.

В данной работе для оценки параметров метеорных тел используется одна из часто рассматриваемых моделей аблации, в которой набегающий тепловой поток расходуется только на испарение метеороида [1,2]. Метеорное тело рассматривается как сплошное сферическое.

Для оценки параметров метеороидов использовалась функция невязки. Функция невязки описывает различие между смоделированной кривой блеска и кривой блеска метеора, полученной из наблюдений. Она служит количественной метрикой, которая представляет пригодность данного решения [3]. Для каждого метеора была проведена минимизация функции невязки между наблюдаемыми и смоделированными данными, что позволило определить ключевые параметры метеорного тела (размер, плотность и тд).

Основной акцент в работе делался на рассмотрении параметров наблюдаемой выборки метеоров при двух теплотах аблации.

На рис. 1 рассматривается метеор 20160811-202522, показано сравнение параметров, полученных с использованием одной выбранной невязки для разных значений теплоты аблации (и Дж/кг). Можно заметить, что решения, найденные по рассмотренной невязке, наложились друг на друга и хорошо совпадают с кривой блеска. Масса этого метеороида, полученная при использовании разных значений теплоты аблации, отклоняется до 10%, а плотность различается (Табл. 1).

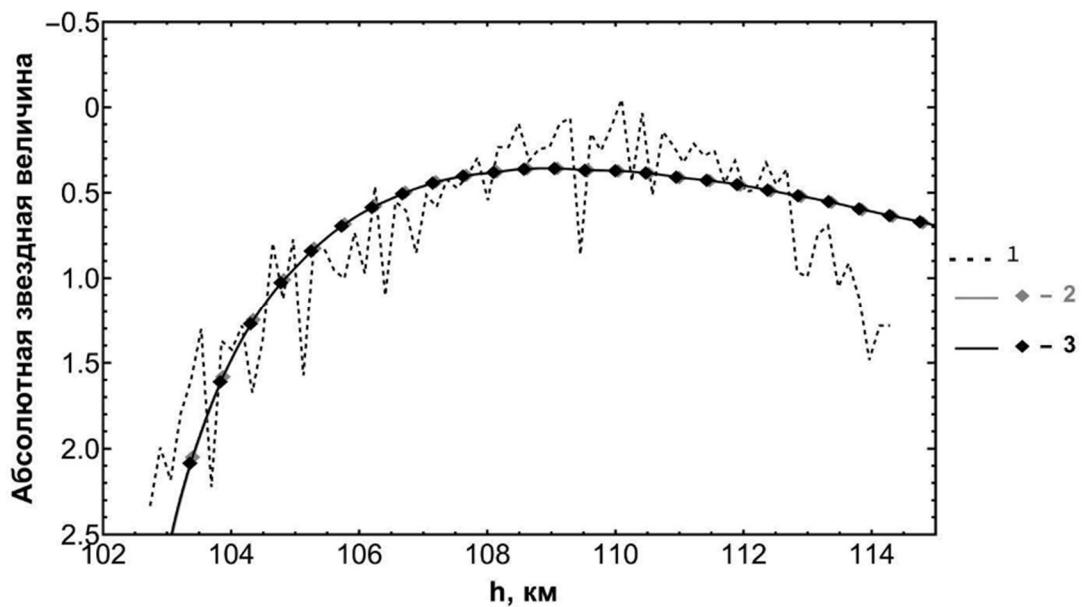


Рисунок 1. Кривая блеска метеора 20160811_202522 (пунктир, кривая 1) и модельные кривые, полученные по невязке (средние квадратичное отклонение по интенсивности) для разных значений теплоты абляции (кривые совпадают)

Различия в определении плотности могут достигать трёхкратного значения для одного и того же объекта при использовании различных моделей. Погрешности в определении радиуса также оказываются значительными. Таким образом, масса метеороида слабо зависит от выбора конкретной теплоты абляции (рис. 1, Табл. 1). При поиске решения варьируются радиус и плотность метеороида. То есть плотность и радиус компенсируя друг друга, дают слабый разброс оценок массы для разных теплот абляции,

Таблица 1 – Параметры метеора 20160811-202522, полученные при использовании одной из невязок.

Теплота абляции, Дж/кг	Масса, г	Плотность, кг/	Радиус, см	Значение невязки Δ_{AI}
3.2	0.73	717	0.013	1.38×10^{-8}
6	0.73	279	0.018	1.38×10^{-8}

Автоматизированный метод оценки параметров метеороидов (массы, размера и плотности) по кривым блеска, основанный на рассматриваемой модели абляции, был применен к 29 метеороидам потока Персеид. Для этих метеороидов оценка массы и размера мало зависит от выбора функции невязки (отклонение от среднего значения не более 15% и не более 10% соответственно) для плотности отклонение от среднего не превышает 15%.

Для рассматриваемых 29 метеороидов показано, что оценка массы слабо зависит от выбранной теплоты аблации; плотность и размер изменяются (компенсируя изменения друг друга, для сохранения массы). Оценка плотности может варьироваться до 3 раз.

Литература:

1. Физика метеорных явлений / [Бронштэн В.А.] М.: Наука, 1981. – 416 с.
2. Аблация метеороидов и их движение в атмосфере / [Ступлов В.П., Яров В.П., Ярова В.П.] М.: Наука, 1995. – 312 с.
3. Efremov V., Popova O., Glazachev D., Margonis A., Oberst J., Kartashova A. Small Meteor Ablation Model: Applying to Perseid Observations // Contributions of the Astronomical Observatory Skalnate Pleso. 2021. 51. P. 186–206.

ТРЕХМЕРНАЯ КАРТИНА ИЗМЕНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ОРБИТ АСТЕРОИДОВ ПОД ДЕЙСТВИЕМ МЕХАНИЗМА ЛИДОВА-КОЗАИ

Виноградова Т.А.^{1*}, Кузнецов В.Б.¹

¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

* vta@iaaras.ru

Исследованию механизма Лидова-Козаи (ЛКМ) [1, 2] посвящено большое количество научных работ. Достаточно полное описание достижений в этой области можно найти в монографии И. Шевченко [3]. Это вековое возмущение индуцирует согласованные колебания наклона и эксцентриситета орбит астероидов в зависимости от аргумента перигелия ω . Наклон i и эксцентриситет e под действием ЛКМ меняются согласованно, так как связаны условием $(1 - e^2) \cos^2(i) = h^2$, где $h = \text{const}$. Эксцентриситет достигает максимума в точках $\omega = 90^\circ, 270^\circ$, в то время как наклон достигает в этих точках минимума. В случае достаточно больших наклонов орбит ЛКМ вызывает либрацию аргументаperiцентра около этих точек. Для наглядного представления действия ЛКМ на элементы орбит обычно используются двумерные графики. Но часто они не могут дать полного представления о взаимном изменении элементов.

В данной работе для наглядного представления действия ЛКМ изменение элементов орбит показано в трёхмерном пространстве, координатами которого являются эксцентриситет, наклон и аргумент перицентра. Построение траекторий изменения элементов производилось с помощью метода численного интегрирования уравнений движения фиктивных астероидов в рамках ограниченной задачи трёх тел. В качестве возмущающего тела был взят Юпитер на фиксированной круговой орбите. Из-за согласованного изменения элементов все траектории, полученные для одной константы h , располагаются на поверхности вращения, образованной отрезком гиперболы, соответствующей данной константе. В результате, действие возмущения Лидова-Козаи становится очень наглядным. Цель работы — чисто демонстрационная.

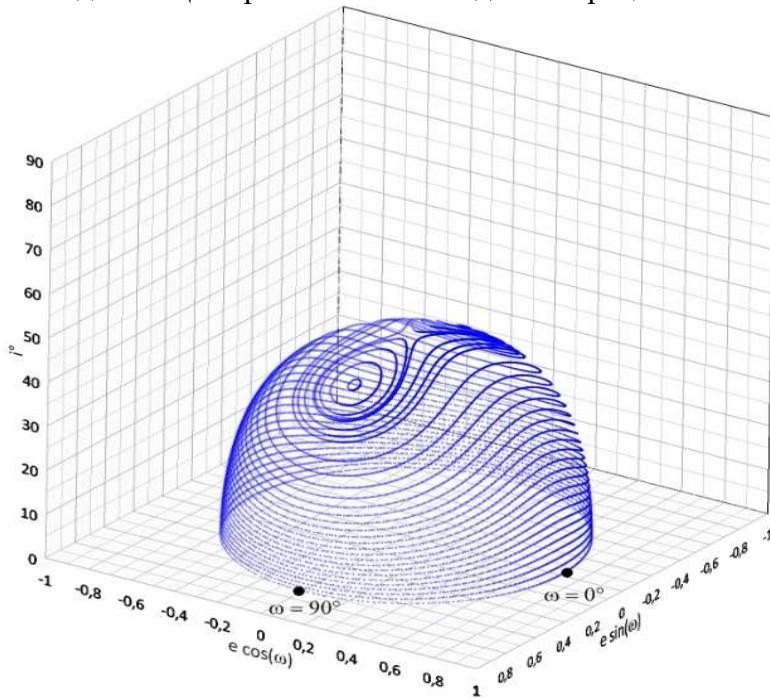


Рисунок 1. Траектории изменения наклона и эксцентриситета в зависимости от ω при разных начальных данных для $h = 0.7$. Эксцентриситет здесь – это расстояние от точки траектории до вертикальной оси.

Литература:

1. Лидов М. Л. Эволюция орбит искусственных спутников под воздействием гравитационных возмущений внешних тел // Искусственные спутники Земли: журнал. 1961. 8. С. 5 - 45.
2. Kozai Y. Secular perturbations of asteroids with high inclination and eccentricity // The Astronomical Journal. 1962. 67. P. 591.
3. The Lidov-Kozai Effect – Applications in Exoplanet Research and Dynamical Astronomy / [Shevchenko I. I.] – Springer Nature, 2017. - 205 p.

ВИДИМАЯ ЗВЁЗДНАЯ ВЕЛИЧИНА АСТЕРОИДОВ, ОПРЕДЕЛЯЕМАЯ РАЗНЫМИ
ОБСЕРВАТОРИЯМИ

Виноградова Т.А.^{1*}

¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

* vta@iaaras.ru

В работе показано, что отмечаемая рядом авторов [1] систематическая ошибка абсолютной звёздной величины астероидов из каталога МПЦ, вызвана несогласованностью видимых звёздных величин, определяемых разными обсерваториями. Для этого использовался метод построения усреднённых фазовых кривых блеска [2] для астероидов одного таксономического типа. Кроме абсолютных звёздных величин метод использует видимые звёздные величины, публикуемые в каталоге наблюдений МПЦ. Для астероидов типа S были отобраны наблюдения, произведённые двумя разными обсерваториями (703 - Catalina Sky Survey и 691 - Steward Observatory, Kitt Peak-Spacewatch). По наблюдениям каждой из обсерваторий по отдельности были построены усреднённые фазовые кривые блеска. При построении кривых использовался один и тот же список астероидов и одни и те же абсолютные звёздные величины, опубликованные для них в МПЦ. Тем не менее, фазовые кривые оказались значительно смещены друг относительно друга. Это говорит о том, что используемые этими обсерваториями шкалы видимых звёздных величин смещены друг относительно друга на значительную величину 0.3^m. Таким образом, отмечаемая в ряде работ ошибка абсолютной звёздной величины является следствием несогласованности видимых звёздных величин.

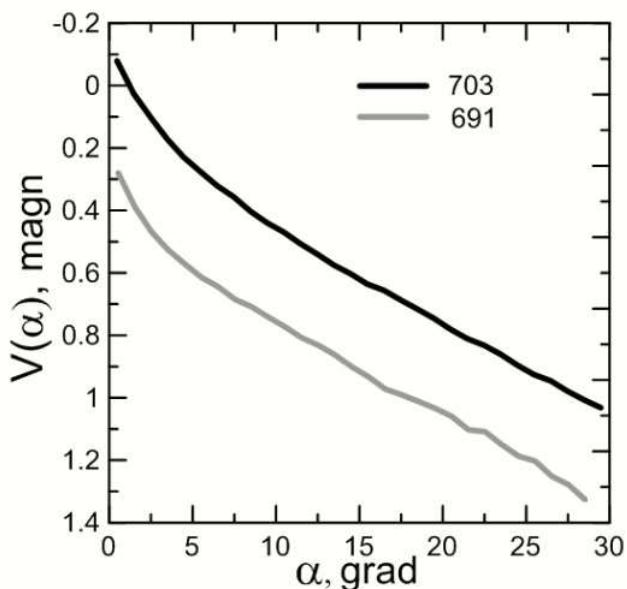


Рисунок 1. Усреднённые фазовые кривые блеска, построенные для астероидов типа S по наблюдениям, произведённым обсерваториями 703 - Catalina Sky Survey и 691 - Steward Observatory, Kitt Peak-Spacewatch

Литература:

1. Pravec P., Harris A. W., Kušnirak P., Galad A., Hornoch K. Absolute magnitudes of asteroids and a revision of asteroid albedo estimates from WISE thermal observations // Icarus. 2012. 221. Р. 365–387.
2. Виноградова Т. А. Усредненная суммарная фазовая кривая блеска для АС3. Научные труды Института астрономии РАН. 2022. 7(1). С. 2.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ВОЗМУЩЕНИЙ АСТЕРОИДОВ,
СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЕЙ И ЮПИТЕРОМ

Галушина Т.Ю.^{1*}, Летнер О.Н.¹

¹ – Национальный исследовательский Томский государственный университет,
Томск, Россия

* tatyana.galushina@mail.tsu.ru

Сближения астероидов с Юпитером – одна из важных особенностей их динамики, способная значительным образом и в короткие сроки повлиять на поведение орбитальных параметров. Исследование этой особенности в движении астероидов, сближающихся с Землей (AC3), является более актуальной задачей, так как сближения с планетой-гигантом может стать причиной перехода в класс потенциально опасных астероидов и близкого подхода астероида к Земле. В предыдущем исследовании нами решалась задача выявления астероидов, сближающихся как с Землей, так и с Юпитером [1]. Была рассмотрена орбитальная эволюция всех AC3 на интервале времени около 4000 лет, известных на март 2024, орбиты которых на начальный момент времени располагаются близко к орбите Юпитера (4091 AC3). Результаты численного интегрирования позволили составить перечень объектов, испытывающих сближения с Юпитером на рассматриваемом интервале времени. Таких астероидов оказалось 1408. Эта работа положила начало решения задачи детального исследования динамики астероидов, сближающихся не только с Землей, но и с Юпитером.

Следующим этапом наиболее точного численного моделирования движения этих объектов является исследование структуры возмущений, которое даст ответ на вопрос, какие силы необходимо учитывать при изучении динамики AC3, сближающихся с Юпитером. Данной теме посвящено представленное в докладе исследование. Правильно подобранная структура возмущений позволит избежать учета факторов, незначительно влияющих на движение объектов, и построить наиболее точный прогноз.

Оценка влияния возмущающих факторов на движение астероидов осуществлялась с помощью методики, разработанной нами ранее [2–4]. Данная методика исследования структуры возмущений основана на оценке не только номинальной орбиты, но и размеров начальной доверительной области, и включает в себя пять методов:

- 1) «эволюция без улучшения». На момент времени, соответствующий среднему арифметическому моментам наблюдений с сайта MPC, производится процедура улучшения элементов орбит каждого объекта с использованием полной модели сил F . Строится орбитальная эволюция с попарным отключением возмущающих факторов (модель сил F^*). Анализируется разность векторов положений Δr моделях сил F и F^* ;
- 2) «эволюция с улучшением». Момент времени определяется также, как и в первом методе, но процедура улучшения орбит производится с отключением одного из факторов. Расчет орбитальной эволюции производится при той же модели, что и при улучшении орбит. Анализируется разность векторов положений Δr при моделях сил F и F^* ;
- 3) «ускорение». Определяются максимальные значения мгновенного ускорения η , создаваемого различными возмущающими факторами;
- 4) «сигма». Вычисляются среднеквадратические ошибки (O–C) при улучшении с полной моделью σ_0 и с отключением какого-либо возмущающего фактора σ . Значение $\psi = \sigma^2 / \sigma_0^2$ для каждого возмущающего фактора сравнивается с критическим значением

$$\Psi_{\text{крит}} = \frac{\chi^2_{N-M}}{N-M}, \quad (1)$$

где χ^2_{N-M} – распределение Пирсона для ряда наблюдений, N и M – число наблюдений и оцениваемых параметров соответственно («сигма»);

5) «область». Определяется взаимное расположение и размер областей начальной неопределенности, полученных при моделях сил F и F^* , и вычисляется значение

$$\varepsilon = \frac{|\hat{q}^* - \hat{q}|}{|\bar{q} - \hat{q}|}, \quad (2)$$

где \hat{q}^* и \hat{q} – оцениваемые орбитальные параметры $q = (q_1, \dots, q_k)$, определенные методом наименьших квадратов с использованием моделей сил F^* и F соответственно; \bar{q} – значение, лежащее в пространстве параметров вдоль направления $(\hat{q}^* - \hat{q})$ на границе области неопределенности Φ_F [5].

Описанные выше методы используют следующие критерии для учета возмущений: $\Delta r \geq 10^{-7}$ а.е. для первых двух методов; $\eta \geq 10^{-12}$ а.е./сут² для третьего; для четвертого метода расчетное значение ψ сравнивается с критическим $\Psi_{\text{крит}}$ ($\psi \geq \Psi_{\text{крит}}$); и наконец, в пятом методе $\varepsilon \geq 0.1$. Набор оцениваемых факторов включает: гравитационное влияние планет, Луны, Плутона, трех крупных астероидов (Цереры, Паллады и Весты), сжатие Солнца, Земли и Юпитера, релятивистские эффекты (РЭ) от Солнца, планет, Луны и Плутона. Для учета влияния светового давления или эффекта Ярковского требуется знание ряда физических параметров астероида, которые в большинстве случаев неизвестны, и требуют получения оценок, исходя из индивидуальных особенностей каждого объекта. По этой причине расчет этих параметров, если они не известны, должен производиться обосновленно.

Методы «сигма» и «область» сильно чувствительны к набору наблюдений исследуемых объектов и для астероидов с плохо определенными орбитами не позволяют осуществить классификацию возмущающих факторов на сильные и слабые. Третий метод использует пороговое значение, выявленное опытным путем, и иногда может давать не совсем объективный результат. Эти методы хорошо подходят для оценки возмущений отдельных объектов. Поэтому для комплексного исследования структуры возмущений существенный вклад вносят первые два метода.

С использованием программного комплекса «ИДА» [6] нами получены оценки силы влияния возмущений для всех АСЗ, сближающихся с Юпитером, выявленных на предыдущем этапе исследования. Для обработки массива из 1408 файлов был написан скрипт на Python, позволяющий не только интерпретировать результаты по описанной методике для каждого объекта в отдельности, но и получить статистику учета возмущений по всему классу этих астероидов.

На рисунке 1 приведена диаграмма структуры возмущений для исследуемых объектов, где для каждого оцениваемого возмущения по оси ординат откладывается число астероидов, для которых сила его влияния существенна. Подсчет астероидов осуществлялся, если хотя бы по одному из пяти методов вычисляемый параметр соответствует критерию отбора. Данная статистика позволяет определить следующий набор возмущений, которые следует учитывать при построении орбитальной эволюции АСЗ, сближающихся с Юпитером: гравитационное влияние планет, Луны, Цереры, Паллады и Весты, РЭ от Солнца и сжатие Солнца. Для трети исследуемых астероидов учет РЭ от Юпитера также имеет силу, чуть меньше влияет сжатие Юпитера, что скорее всего,

связано с тесными сближениями с планетой. Влияние этих факторов стоит оценивать для индивидуально отобранных объектов.

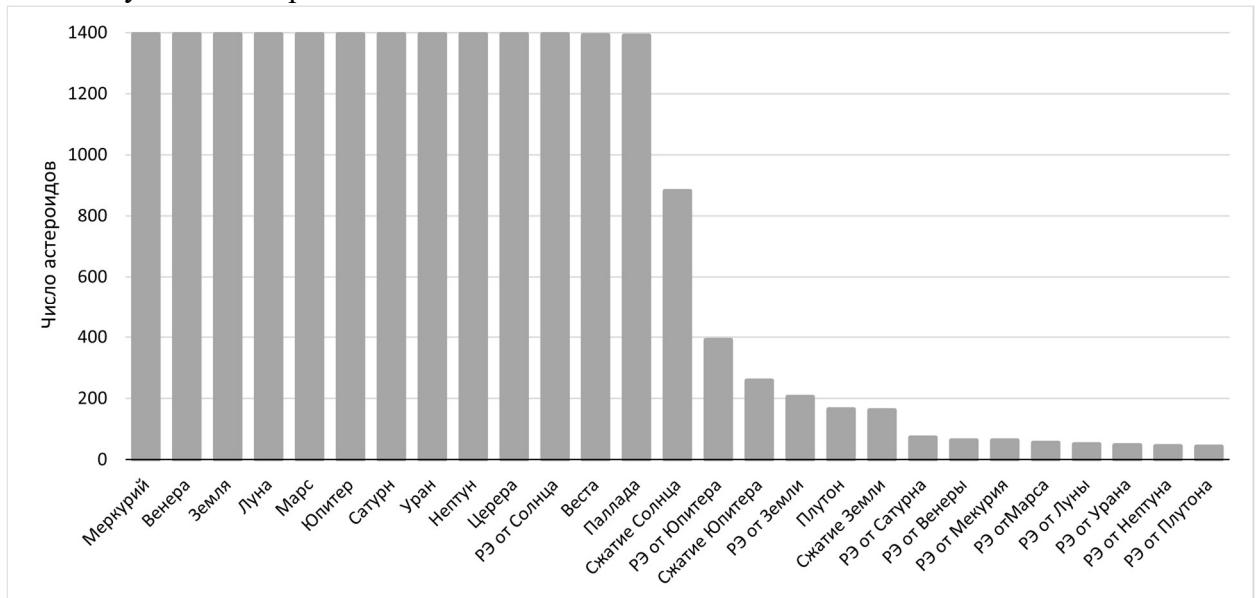


Рисунок 1. Структура возмущений для астероидов, сближающихся с Землей и Юпитером

Из рисунка 1 также видно, что для нескольких десятков астероидов имеют силу влияния РЭ от планет, Луны и Плутона. Здесь важно отметить, что второй метод «эволюция с улучшением» чувствителен к тесным сближениям астероидов с планетами порядка их сфер действия, что отражается на значении рассчитываемого параметра. Вероятно, учет влияния этих возмущений при численном моделировании на длительном интервале времени не окажет существенного влияния, но в частных случаях этот вопрос стоит рассмотреть детально.

Благодарность:

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSWM-2024-0005).

Литература:

- Галушина Т.Ю., Летнер О.Н., Шеин А.В., Баканас Е.С., Левкина П.А., Капарулин Д.С. Астероиды, сближающиеся с Землей и Юпитером // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика. Механика. Астрономия. 2025. 12 (3). (в печати)
- Скрипниченко П.В., Галушина Т.Ю., Шагабутдинов А.А. Исследование структуры возмущений некоторых АСЗ с малыми перигелийными расстояниями // Известия высших учебных заведений. Физика. 2014. 57. (10(2)). С. 25–31.
- Galushina T.Yu., Ryabova G.O., Skripnichenko P.V. The force model for asteroid (3200) Phaethon // Planetary and Space Science. 2015. 118. P. 296–301.
- Galushina T.Yu., Letner O.N., Niganova E.N. Notes on force models for near-Sun asteroids // Planetary and Space Science. 2021. 202. Id. 105232.
- Сюсина О.М., Черницов А.М., Тамаров В.А., Самбаров Г.Е. Способ оценки влияния модели сил на систематическую ошибку определения областей возможных движений астероидов // Известия высших учебных заведений. Физика. 2013. 56 (6(3)). С. 235-237.
- Galushina T.Y., Bykova L.E., Letner O.N., Baturin A.P. IDA software for investigating asteroid dynamics and its application to studying the motion of 2012 MF7 // Astronomy and Computing. 2019. 29. Id. 100301.

ИССЛЕДОВАНИЕ АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЁЙ, ПО НАБЛЮДЕНИЯМ НА ТЕЛЕСКОПАХ ПУЛКОВСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

Девяткин А.В.¹, Горшанов Д.Л.^{1*}, Петрова С.Н.¹, Мартюшева А.А.¹, Наумов К.Н.¹,
Русов С.А.¹, Алиев А.Х.¹

¹ – Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, Санкт-Петербург, Россия

* dengorsh@mail.ru

В Пулковской обсерватории (ГАО РАН) ведутся исследования астероидов, сближающихся с Землёй (AC3), в том числе потенциально опасных (POA). Основой для исследований являются ПЗС-наблюдения на двух автоматизированных телескопах. Зеркальный астрограф ЗА-320М ($D = 320$ мм, $F = 3200$ мм) расположен на территории Пулковской обсерватории (Санкт-Петербург) [1]. Мениковый телескоп Максутова МТМ-500М ($D = 500$ мм, $F = 4100$ мм) находится на Горной астрономической станции ГАО РАН на северном Кавказе на высоте 2100 м над уровнем моря [2]. Астрометрическая и фотометрическая обработка ПЗС-кадров выполнялась с помощью программного пакета Апекс-II [3]; в качестве опорного использовался каталог Gaia DR3. Эфемеридное обеспечение наблюдений, их обработки и интерпретации производилась с помощью программного пакета ЭПОС [4]. Частотный анализ для поиска периодов в рядах наблюдений выполнялся методом Скаргла [5].

Здесь мы кратко указываем некоторые наиболее интересные результаты, полученные нами в последнее время для нескольких AC3.

1. Астероид 2020 XR является потенциально опасным для Земли. 4 декабря 2024 г. произошло его тесное сближение с Землёй до расстояния 0.01477 а.е. На телескопе МТМ-500М были проведены его наблюдения в ночь с 3 на 4 декабря 2024 г. (перед его максимальным сближением с Землёй). На основе полученных наблюдений была уточнена его орбита, изучена эволюция элементов орбиты и сделана оценка влияния негравитационных эффектов. До настоящего времени период осевого вращения 2020 XR, по-видимому, известен не был. Наблюдения МТМ-500М длительностью 2.3 часа (189 ПЗС-кадров) позволили определить этот период: $P = 1.65 \pm 0.02$ ч. при полной амплитуде колебаний блеска $A = 0.19^m \pm 0.04^m$.

2. Астероид 2024 PT5 был открыт 29 сентября 2024 г. южноафриканским телескопом системы ATLAS в Сазерленде за сутки до сближения с Землей. Этот астероид был захвачен земной гравитацией и до 25 ноября 2024 г. находился на геоцентрической орбите 57 суток. 9 января 2025 г. он вновь перешел на гелиоцентрическую орбиту до своего очередного сближения с Землёй 8 ноября 2055 г. Результаты его исследования по наблюдениям 10.4-метрового телескопа GTC были опубликованы, например, в работе [9], включая оценку периода осевого вращения: $P = 21 \pm 2$ мин (по одному часу наблюдений). На телескопе МТМ-500М с 25 декабря 2024 г. по 28 января 2025 г. были проведены наблюдения 2024 PT5, и по ним, а также наблюдениям, взятым из базы данных MPC, были уточнены элементы его орбиты, получена оценка влияния негравитационных эффектов и исследована его орбитальная эволюция. Используя 45 наиболее надёжных определений блеска астероида, распределённых в течение 37 суток, нами была сделана оценка периода его осевого вращения. Периодограмма Скаргла, построенная по этому ряду, имеет 5 пиков, соответствующих периодам, которые показывают приемлемый вид фазированной кривой блеска (20.30, 20.45, 20.60, 20.75 и 20.90 мин.). Таким образом, можно принять значение периода вращения 2024 PT5 $P = 20.6 \pm 0.3$ мин.

3. Потенциально опасный астероид 2024 YR4 был открыт 27 декабря 2024 г. в обсерватории ATLAS в Чили. Первые определения его орбиты показали, что он может столкнуться с Землёй в 2032 г. На основании наблюдений, представленных в базе данных

МРС, мы с помощью ПП ЭПОС провели улучшение элементов его орбиты — вычисленные по ним эфемериды показали, что в 2032 г. астероид не столкнется с Землёй.

4. Астероид 1999 TB10 (152787) наблюдался на телескопах ЗА-320М и МТМ-500М с 6 марта по 1 апреля 2024 г. Было получено 8 отрезков кривой блеска длительностью от 0.6 до 6.2 часа — всего 631 значение блеска. До настоящего времени период осевого вращения 1999 TB10, по-видимому, известен не был. Применение метода частотного анализа к нашему ряду значений блеска позволило определить этот период $P = 2.8758 \pm 0.0002$ ч. и полную амплитуду колебаний блеска $A = 0.32^m \pm 0.06^m$.

5. Астероид 2003 MX2 (154589) представляет странный случай с точки зрения определения периода осевого вращения. Единственное определение, опубликованное в 2018 г. с оговоркой о его ненадёжности, [6] дало очень малое значение $P = 1.611 \pm 0.002$ ч. при большой амплитуде $A = 0.63^m$. В результате наблюдений на двух наших телескопах, выполненных с 20 августа по 30 ноября 2024 г., было получено 24 отрезка кривой блеска длительностью от 0.1 до 6.3 часа — всего 1307 значений блеска. Частотный анализ этого ряда дал значение периода, кардинально отличающееся от прежнего: $P = 42.519 \pm 0.013$ ч. Полная амплитуда колебаний блеска получилась даже несколько большей: $A = 0.73^m \pm 0.05^m$. При этом наши наблюдения покрывают почти всю длинную кривую блеска астероида с небольшими пропусками. Поиск более коротких периодов на кривой блеска результатов не дал.

6. Астероид 2005 AY28 (348306) является потенциально опасным для Земли. До настоящего времени его период осевого вращения, по-видимому, известен не был. Мы переобработали наши старые наблюдения, выполненные на телескопе МТМ-500М с 1 по 6 февраля 2014 г., и получили 5 отрезков кривой блеска длительностью от 0.3 до 3.8 часа — всего 737 значений блеска. Применение частотного анализа к этому ряду позволило определить период осевого вращения астероида: $P = 6.297 \pm 0.002$ ч. при очень большой амплитуде $A \approx 1.25^m$. Наши наблюдения покрывают оба максимума кривой блеска, но, к сожалению, только один минимум. Острая форма этого минимума позволяет предположить, что астероид может являться двойным, состоящим из компонентов близкого размера при относительно малом расстоянии между ними.

7. Для астероида 2005 EK70 (187026) в базе данных ALCDEF [7] приводятся два различных значения периода: 3.464 ± 0.003 и 4.9 ± 0.1 часа. Наши наблюдения этого астероида выполнялись на ЗА-320М и МТМ-500М с 30 января по 29 февраля 2024 г. Было получено 12 отрезков кривой блеска длительностью от 0.5 до 6.4 часа — всего 1303 значения блеска. Диапазон значений фазового угла ($3^\circ - 54^\circ$) позволил сделать оценку параметра наклона фазовой зависимости $G = 0.289 \pm 0.003$. Частотный анализ полученного фотометрического ряда показал, что период осевого вращения составляет $P = 6.960 \pm 0.004$ ч. (при полной амплитуде $A = 0.24^m \pm 0.04^m$), что близко к удвоенному значению, приведённому выше. Однако, как видно на графике кривой блеска, собранной с этим периодом, отдельные её отрезки плохо совпадают друг с другом, на некоторых из них видны детали, отсутствующие на других. Всё это, возможно, указывает на то, что 2005 EK70 находится в состоянии вращения не вокруг главной оси инерции (NPAR, «вращение с кувырканием»).

8. Для астероида 2006 AT2 (417264) в базе данных [8], поддерживаемой П. Правецом, указано значение периода осевого вращения $P = 9.415$ ч., определённое по наблюдениям 1.5-метрового телескопа на Майданаке 11-14 июня 2024 г. Наши наблюдения на ЗА-320М и МТМ-500М проводились с 8 февраля по 31 марта 2024 г. и позволили получить 14 отрезков кривой блеска длительностью от 0.5 до 7.2 часа — всего 859 значений блеска. По этому ряду, полученному при углах фазы от 22° до 68° , была сделана приблизительная оценка параметра наклона фазовой зависимости: $G = -0.15 \pm 0.01$. На периодограмме Скаргла, построенной по этому ряду, выделяются два пика одинаковой высоты, соответствующие периодам осевого вращения: $P_1 = 9.418$ ч. (близок к вышеуказанному) и $P_2 = 7.873$ ч. Однако в обоих случаях различные отрезки кривой блеска показывают разную

глубину минимумов. Это может указывать на вращение астероида не вокруг главной оси инерции (NPAR, «вращение с кувырканием»), хотя в каталоге [8] для 2006 AT2 указан параметр PAR от +2 до +3.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания 075-03-2025-080, утвержденного Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 125021201995-7 «КОСМОМЕТРИЯ»).

Литература:

1. Девяткин А.В., Канаев И.И., Кулиш А.П., Рафальский В.Б., Шумахер А.В., Куприянов В.В., Бехтева А.С. Автоматизация астрономических наблюдений на ЗА-320. II // Известия ГАО. 2004. 217. С. 505–530.
2. Кулиш А.П., Девяткин А.В., Рафальский В.Б. Ибрагимов Ф.М, Куприянов В.В., Верещагина И.А., Шумахер А.В. Автоматизация комплекса телескопа МТМ-500М // Известия ГАО. 2009. 219 (1). С. 192–218.
3. Девяткин А.В., Горшанов Д.Л., Куприянов В.В., Верещагина И.А. Программные пакеты “Алекс-І” и “Алекс-ІІ” для обработки астрономических ПЗС-наблюдений // Астрономический вестник. 2010. 44 (1). С.74–87.
4. Львов В.Н., Цекмейстер С.Д. Использование программного пакета ЭПОС для исследования объектов Солнечной системы // Астрономический вестник. 2012. 46 (2). Р. 190-192.
5. Scargle J.D. Studies in astronomical time series analysis. II. Statistical aspects of spectral analysis of unevenly spaced data // Astrophysical Journal. 1982. 263. P. 835-853.
6. Warner B.D. Near-Earth Asteroid Lightcurve Analysis at CS3-Palmer Divide Station: 2017 October–December // Minor Planet Bulletin. 2018. 45 (2). P. 138–147.
7. Asteroid Lightcurve Photometry Database. URL: <https://alcdef.org> (Дата обращения: 02.04.2025).
8. Ondrejov Asteroid Photometry Project
URL: <https://www.asu.cas.cz/~ppravec/newres.txt> (Дата обращения: 02.04.2025).
9. de la Fuente Marcos R., de León J., Serra-Ricart M., de la Fuente Marcos C., Alarcon M.R., Licandro J., Geier S., Tejero A., Perez Romero A., Perez-Toledo F., Cabrera-Lavers A. Basaltic quasi-mini-moon: Characterizing 2024 PT5 with the 10.4 m Gran Telescopio Canarias and the Two-meter Twin Telescope // Astronomy & Astrophysics. 2025. 694. Id. L5.

ОЦЕНКА УРОВНЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕТЕОРОИДОВ И ЧАСТИЦ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА НЕКОТОРЫХ ТРАЕКТОРИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Добрица Д.Б.^{1*}, Гордиенко Е.С.¹, Симонов А.В.¹

¹ – АО «НПО Лавочкина», Химки, Московская область, Россия

* dobritsadb@laspace.ru

Оценка уровня воздействия на космические аппараты метеороидов и космического мусора и применение мер по защите от них является важной составляющей обеспечения безопасности космических полетов. В настоящее время проблема космического мусора значительно возросла и рассматривается как основной вид опасности в космическом пространстве [1].

В работе проведена оценка уровня воздействий на КА метеороидов и частиц космического мусора на некоторых типовых околоземных орбитах – орбите типа МКС, солнечно-синхронной орбите высотой около 550 км, круговой орбите около 1500 км и геостационарной орбите. Для траектории, соответствующей орбите Земли, и трассы Земля–Венера, рассчитано воздействие на КА метеороидов.

Для всех рассматриваемых траекторий полета проведен расчет плотности потока частиц на грани условного куба, ориентированного относительно подвижной связанной с КА системы координат, и вероятности непробоя граней куба как конструкций с одиночной и двойной стенкой. Построены распределения скорости действующих частиц.

Траектория межпланетного участка рассчитана исходя из максимизации массы КА на орбите вокруг Венеры [2] и соответствует оптимальному варианту перелета Земля–Венера с длительностью менее 200 дней. Даты прилёта к Венере определены по критерию минимизации характеристической скорости выведения на начальную орбиту искусственного спутника Венеры [3]. Расчеты плотности потока метеороидов и космического мусора проведены на основе действующих российских стандартов – модели пространственного распределения метеорного вещества ГОСТ 25645.128-85 и модели распределения космического мусора ГОСТ Р 25645.167-2022.

Для расчета конструкций с одной стенкой использовалось баллистическое уравнение Cour-Palais [4], применяемое для пластин из металлических материалов. Для конструкции из двух стенок использовалось уравнение Christiansen-Cour-Palais [5].

Приведенные оценки позволяют получить представление о соотношении угрозы метеороидов и космического мусора на некоторых околоземных орbitах. Оценка метеороидной опасности на трассе Земля–Венера может быть взята за основу при проектировании межпланетных экспедиций. Однако для уточнения уровня воздействий метеороидов следует принять во внимание исследования последних лет, выполненные различными космическими миссиями. В частности, миссии Helios [6] и STEREO [7] подтверждают существование пылевого кольца на орбите Венеры.

Литература:

1. Шустов Б.М. О фундаментальных исследованиях по проблеме космического мусора // Всероссийская научная конференция с международным участием "Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы". ИКИ РАН, Москва, 17–19 апреля 2019 г. Сборник трудов под ред. Л. М. Зеленого, Б. М. Шустова. С. 7–14.
2. Симонов А.В., Ковалева С.Д., Гордиенко Е.С., Поль В.Г., Косенкова А.В. Особенности проектирования траекторий перспективных космических аппаратов для исследования Венеры // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. 10 (118). С. 7.

3. Eismont N.A., Zasova L.V., Simonov A.V., Kovalenko I.D., Gorinov D.A., Abbakumov A.S., Bober S.A. Venera-D mission scenario and trajectory // Solar System Research. 2019. 53(7). P. 578–585.
4. Cour-Palais B.G. Hypervelocity impact in metals, glass and composites // International Journal of Impact Engineering. 1987. 5. P. 221–237.
5. Ryan S., Christiansen E.L. A ballistic limit analysis programme for shielding against micrometeoroids and orbital debris // Acta Astronautica. 2011. 69. P. 245–257.
6. Leinert C., Moster B. Evidence for dust accumulation just outside the orbit of Venus // Astronomy & Astrophysics. 2007. 472. P. 335–340.
7. Jones M.H., Bewsher D., Brown D.S. Imaging of a circumsolar dust ring near the orbit of Venus // Science. 2013. 342. P. 960–963.

ПОТЕНЦИАЛ КРУПНОАПЕРТУРНОГО ШИРОКОУГОЛЬНОГО ТЕЛЕСКОПА АЗТ-33ВМ В РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ОБНАРУЖЕНИЯ И МОНИТОРИНГА МНТ

Еселеевич М.В.^{1*}, Коробцев И.В.¹

¹ – Институт солнечно-земной физики СО РАН, Иркутск, Россия

* mesel@iszf.irk.ru

В течение последнего десятилетия основной вклад в поиск и обнаружение малых небесных тел (МНТ) осуществляют широкоугольные светосильные астрономические системы в режиме обзоров неба с проникающей способностью до 21-22 звёздной величины. Как правило, это телескопы умеренного диаметра (1.5-2 метра), установленные в обсерваториях с хорошим качеством астрономического изображения. С каждым годом увеличивается количество обнаруженных околоземных астероидов, среди которых свыше 11200 объектов с размерами более 140 метров в диаметре [1], а общее число превысило 38000 (по состоянию на апрель 2025 года). Объекты даже небольших и средних размеров (< 140 метров) могут нанести серьезный ущерб населению Земли. В качестве примера можно привести событие входа в атмосферу Земли небольшого астероида (около 20 метров в диаметре) 13 февраля 2013 года недалеко от г. Челябинск, которое привело к повреждениям более 1000 зданий [2]. Возможность принятия мер, направленных на минимизацию негативных последствий, связанных с астероидно-кометной опасностью, напрямую зависит от осведомленности о параметрах движения тел, представляющих потенциальную угрозу, и их физических характеристиках.

В России в задачах обнаружения и мониторинга МНТ может быть задействован широкоугольный телескоп АЗТ-33ВМ. Характеристики этого инструмента по проникающей способности не уступают современным средствам наблюдений. В докладе рассматривается вопрос совершенствования телескопа АЗТ-33ВМ для наиболее эффективного обнаружения и сопровождения МНТ. Показаны результаты поисковых наблюдений астероидов в предыдущие годы.

Благодарность

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России. Результаты получены с использованием оборудования Центра коллективного пользования «Ангара» <http://ckp-rf.ru/ckp/3056/>.

Литература:

1. Center for Near-Earth Object Studies. URL: <https://cneos.jpl.nasa.gov/stats/totals.html> (дата обращения: 15.04.2025).
2. Popova O. P., et al. Chelyabinsk Airburst, Damage Assessment, Meteorite Recovery, and Characterization // Science. 2013. 342 (6162). P. 1069–1073.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ МЕЛКИХ МЕТЕОРНЫХ ТЕЛ

Ефремов В.В.^{1*}, Попова О.П.¹, Карташова А.П.², Глазачев Д.О.¹, Бушманова А.И.¹

¹ – Институт динамики геосфер им. М.А. Садовского РАН, Москва, Россия

² – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* efremov.vv@phystech.edu

Основным способом получения информации о характеристиках мелких метеорных тел (размером меньше 1 см) является изучение их взаимодействия с атмосферой. Изучение метеорных явлений с использованием наблюдательных данных ведется несколько столетий, но задача по точному определению их параметров, в частности массы, плотности и других свойств, остается по-прежнему актуальной. Масса часто оценивается на основе эмпирических соотношений, использующих максимальную яркость метеора, скорость и угол входа. Разброс оценок параметров может превышать порядок величины. Кроме того, для определения параметров метеорных тел по данным наблюдений используются различные модели абляции.

В нашей работе оценка параметров метеорных тел потока Персеиды (массы, плотности и другие характеристики) проводилась с помощью двух основных моделей абляции. В первой модели предполагалось, что энергия потока расходуется на нагрев, переизлучение и потерю массы метеороида. В другой модели энергия потока расходуется только на потерю массы.

В работе были использованы базисные оптические наблюдения потока Персеид 2016 г. Поскольку в исследованиях использовалась модель описывающая процесс абляции небольших метеорных тел, были выбраны метеоры слабее -2^m.

В результате были получены оценки исследуемых частиц: массы, размера и плотности. Проанализировано влияние используемых моделей на определение данных параметров метеороидов. Проведен анализ сходства и различия полученных параметров метеороидов, рассматриваются возможные причины их поведения.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования РФ (ИДГ РАН – тема № 125012200624-5; ИНАСАН – № 124021000007-1).

О СВОЙСТВАХ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЙ АСЗ С ЗЕМЛЁЙ

Золотарёв Р.В.^{1*}, Шустов Б.М.¹

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* rzolotarev@inasan.ru

В настоящее время в мире ведется активная подготовка к решению проблемы астероидно-кометной опасности и, прежде всего, разработка систем обнаружения опасных небесных тел естественного происхождения. Современная трактовка проблемы обнаружения потенциально опасных АСЗ включает астероиды размером от 10 м. Особый интерес представляют астероиды, которые могут испытывать тесные сближения с Землёй (вход в сферу радиусом 0.01 а.е. вокруг Земли, т.е. в околоземное космическое пространство – ОКП). В связи с этим представляется важным исследование свойств ансамбля АСЗ и рассмотрение практических важных его характеристик.

В докладе представлены результаты статистического моделирования распределения населения АСЗ по направлениям входа в ОКП, а также по скорости входа. Установлено, что распределение направлений входа неизотропно и асимметрично по отношению к апексу Земли, а также имеет максимумы в направлениях на Солнце и против Солнца. Характерная скорость сближения АСЗ с Землёй на расстоянии 0.01 а.е. составляет 7.5 км/с.

Для подмножества астероидов, сблизившихся с Землёй менее чем на 0.01 а.е., проведены исследования распределений по направлениям на различных расстояниях и временах, предшествующих тесному сближению, а также после сближения. Построены распределения их положений на небесной сфере, а также распределения по угловой скорости и видимой звёздной величине. Данные величины представляют практический интерес, наблюдаемая величина позволяет оценить расстояние для наблюдений, а угловая скорость — величину выдержки, необходимой для наблюдений. Распределения для подмножества сравниваются с распределениями для всего населения АСЗ, построенных при помощи модели NEOMOD [1] и базы данных Центра малых планет МАС (<https://minorplanetcenter.net>) Также производится сравнение с результатами работ [2], [3], [4].

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания, утвержденного Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 225020608981-1 Исследование объектов Солнечной системы (шифр — АВРОРА)).

Литература:

1. Nesvorný, D., Vokrouhlický, D., Shelly, F., Deienno, R., Bottke, W. F., Fuls, C., Jedicke, R., Naidu, S., Chesley, S. R., Chodas, P. W., Farnocchia, D., Delbo, M. NEOMOD 3: The debiased size distribution of Near-Earth Objects // Icarus. 2024. 417. Id. 116110
2. Vereš, P., Jedicke, R., Wainscoat, R., Granvik, M., Chesley, S., Abe, S., Denneau, L., Grav, T. Detection of Earth-impacting asteroids with the next generation all-sky surveys // Icarus. 2009. 203 (2). P. 472-485.
3. Farnocchia, D., Bernardi, F., Valsecchi, G. B. Efficiency of a wide-area survey in achieving short- and long-term warning for small impactors // Icarus. 2012. 219 (1). P. 41-47.
4. Shustov, B. M., Naroenkov, S. A., Emel'yanenko, V. V., Shugarov, A. S. Astronomical aspects of building a system for detecting and monitoring hazardous space objects // Solar System Research. 2013. 47 (4). P. 288-295.

КОНЦЕПЦИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОКОЛОЗЕМНЫХ АСТЕРОИДОВ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ, НАХОДЯЩИМСЯ В ОРБИТАЛЬНОМ РЕЗОНАНСЕ С ВЕНЕРОЙ

Зубко В.А.^{1*}, Эйсмонт Н.А.¹, Федяев К.С.¹

¹ – Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

* v.zubko@cosmos.ru

Исследование астероидов, орбиты которых проходят вблизи земной, является важным аспектом как для проблем научных исследований эволюции Солнечной системы, так и для проблем, связанных с астероидно-кометной опасностью. Так, в качестве примера можно привести проблему определения внутреннего состава астероидов. Спектральная классификация объектов, проводимая на основе наблюдений с Земли, дает недостаточную информацию и, к тому же, является весьма неполной: всего лишь для 3 тыс. небесных тел из 1 млн обнаруженных существуют оценки спектрального класса, что в свою очередь позволяет оценить их внутренний состав. Другой проблемой является оценка характерных размеров астероидов. Ввиду неточности знаний об альбедо объекта оценки размера могут варьироваться в пределах десятков-сотен метров. Существенно повысить точность определения параметров исследуемых астероидов можно за счет развития внеземных наблюдений как путем размещения космических телескопов на околоземных орbitах, ограниченных орбитах вокруг точек либрации, так и путем непосредственного изучения исследуемых астероидов с близкого расстояния путем отправки к ним космических аппаратов.

На данный момент известно о 34 малых телах, изученных в рамках 16 космических миссий. Известны как миссии к отдельным астероидам, так и к нескольким телам в рамках одного полета. В качестве примера можно привести первую коммерческую миссию

«Один» (Odin, AstroForge [1]) к околоземному объекту 2022 OB5 (миссия была досрочно завершена из-за потери связи с космическим аппаратом (КА) 26 февраля 2025 года). Также стоит упомянуть миссию «Осирис-АПЕКС» (OSIRIS-APEX [2]), которая совершает полет к астероиду (99942) Апофис, и космический аппарат миссии «Люси» (Lucy [3]), который в настоящее время сближается с «троянцами». Наконец, можно отметить японский проект «Хаябуса 2» (Hayabusa 2 Extended Mission [4]), целью которого является доставка на Землю грунта с астероида (162173) Рюгу.

Концепции миссий, направленных на выведение космических аппаратов (КА) на высокоэллиптическую гелиоцентрическую орбиту с использованием гравитационного маневра в связке Венера-Земля, получили широкое распространение. В рамках этих концепций афелий орбиты КА должен проходить через Главный пояс астероидов, при этом предполагается облет нескольких объектов, расположенных как в Главном поясе, так и среди околоземных астероидов [5-10].

В работах [5-10] основное внимание исследователей сосредоточено на оптимизации траекторий облета космического аппарата с использованием как большой, так и малой тяги. Например, в рамках Global trajectory optimization competition (GTOC-12) [7] была поставлена задача максимизации числа посещаемых астероидов в процессе движения КА по орбитам в Главном поясе. Также известна концепция миссии «Ханнес» (Hannes) [10], в соответствии с которой облет небесных тел осуществляется КА, совершающим множество перелетов от Земли к Венере и обратно.

Существуют работы, которые ставят своей целью использование естественной динамики многих тел для создания управляющих усилий, которые затем используются для направления КА на облет малых тел. В работе [10] такая динамика движения КА в системе Солнце-Земля-Луна рассматривается для решения задачи определения траектории полета КА к околоземным астероидам.

В данном исследовании предлагается объединить преимущества гравитационных маневров у Венеры (управление траекторией КА) и резонансных орбит (периодическое возвращение к планете). В работе рассматриваются схемы перелета по следующим сценариям:

1. Пролет потенциально опасного астероида (PHA = potentially hazardous asteroid) с последующей посадкой на Венеру по траектории Земля → Венера → астероид→ Венера.

2. Многократные облеты астероидов с использованием малых КА, выполняющих последовательные сближения (Венера → астероид 1 → Венера → астероид 2 → ...).

Благодаря переходу космического аппарата на резонансную $m:n$ орбиту с Венерой (период планеты ≈ 225 дней), траектория сокращает участки перелета к астероидам, сохраняя при этом близость к Венере, необходимую для проведения повторных научных наблюдений.

В данной работе рассматриваются траектории перелета к потенциально опасным астероидам, имеющим значение параметра MOID (прим. минимального расстояния пересечения орбит) менее 1 лунного расстояния ($\approx 380\,000$ км).

Производится первичный отбор подходящих астероидов из базы JPL, затем с помощью метода фильтрации оптимальных траекторий по схемам, приведенным выше, осуществляется поиск таких траекторий перелета КА, которые обеспечиваются практически безыmpульсные облеты как планеты, так и астероида. Отбираются только те траектории перелета, которые обеспечивают практически пассивные перелеты.

Проводится сравнение найденных схем перелета с классической схемой, предусматривающей перелет от Земли к астероиду и возврат к планете. Демонстрируется, что использование Венеры для направления КА к астероидам позволяет в том числе вернуть его обратно к Земле. Для последнего в работе приводится пример расчета схемы перелета Земля-Венера- PHA 1-Венера- PHA 2-Венера-Земля.

Практическим преимуществом реализуемых схем облета астероидов за счет гравитационных маневров у Венеры является в том числе и возможность пролета малых тел с большим значением эксцентриситета, имеющих сильный наклон к эклиптике (более 10 град.).

Научный результат предлагаемого сценария миссии может объединить атмосферные/геологические исследования Венеры со спектральным и морфологическим анализом астероидов, устранив пробелы в обеих областях. Таким образом, работа создает парадигму для многоцелевых миссий в дальний космос, демонстрируя, что резонансные траектории, ориентированные на Венеру, открывают беспрецедентные возможности для исследования астероидов и одновременно способствуют развитию науки о Венере.

Литература:

1. AstroForge. URL: <https://www.astroforge.com/updates/odint-mission-debrief> (Дата обращения 01.04.2025)
2. OSIRIS-APophis Explorer. URL: <https://www.lpl.arizona.edu/missions/osiris-apex> (Дата обращения 01.04.2025)
3. Lucy Mission. URL: <http://lucy.swri.edu/> (Дата обращения 01.04.2025)
4. JAXA Hayabusa2 Project. <https://www.hayabusa2.jaxa.jp/en/> (Дата обращения 01.04.2025)
5. Ionescu L., McInnes C. R., Ceriotti M. A multiple-vehicle strategy for near-Earth asteroid capture //Acta Astronautica. 2022. 199. P. 71-85.
6. Bellome A. et al. Modified dynamic programming for asteroids belt exploration //Acta Astronautica. 2024. 215. C. 142-155.
7. Goulet S. et al. GTOS12: Results from the OptimiCS team //Astrodynamics. 2025. 9 (1). P. 77-88.

8. Овчинников М. Ю. и др. Миссия к Марсу на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ // Препринты Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. 2024. 0. С. 44-32.

9. Chen H. Capacity of Sun-driven lunar swingby sequences and their application in asteroid retrieval //Astrodynamics. 2023. 7 (3). P. 315-334.

10. Sukhanov A. A. Trajectory design for the mission ‘Hannes’ //Acta astronautica. 1996. 39 (1-4). P. 25-34.

ПОТЕНЦИАЛ МАЛЫХ ОБСЕРВАТОРИЙ В РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ОБНАРУЖЕНИЯ И
МОНИТОРИНГА МНТ НА ПРИМЕРЕ ОБСЕРВАТОРИИ КУБАНСКОГО
ГОСУНИВЕРСИТЕТА

Иванов А.Л.^{1*}, Иванов В.А.¹

¹ – ФГБОУ ВО «Кубанский государственный университет», Краснодар, Россия

* ial63@yandex.ru

Астрофизическая обсерватория Кубанского государственного университета (КубГУ) в 2020 – 2025 году активно проводила наблюдения астероидов, опасно сближающихся с Землей (ОСЗ), с 2022 года в работе стала применять методику синтетического сложения. Обнаружение и подхват таких объектов, является основной задачей большого числа обсерваторий, ведущих исследование малых тел Солнечной системы. В настоящее время особенно важны наблюдения объектов, открываемых на орbitах сближения с нашей планетой с определенными параметрами. Еще три года назад большинство открываемых объектов, согласно различными обзорами (например, Catalina Sky Survey, LINEAR, Spacewatch, NEAT, LONEOS) находилось в пределах значений абсолютной звездной величины 19 - 20,5^m, а это тела с размерами от сотен метров до 1 км. Концепция совмещения изображений с интервальной съемкой используется в астрономии давно с помощью ряда программных продуктов (Astrometrica, IZMCCD, MaxIm DL и др.). Если известно движение астероида, программа может суммировать экспозиции в соответствии с этим движением. В результате астероид выглядит на изображении как неподвижный объект, а звезды - как полосы. Ограничение этой техники состоит в том, что отношения SNR, для выявления объекта на фоне неба должно быть высоким ($SNR > 30$) и (или) доступно глазу наблюдателя на мониторе. При наблюдениях ОСЗ в черте города (красная/белая зона) возникают проблемы с выделением объекта на фоне неба порядка 18,7^m/кв.сек. Поэтому долгое время в астрофизической обсерватории КубГУ проводились наблюдения объектов из Главного пояса астероидов (ГПА) с угловой скоростью не более 2-3 угловых секунд в минуту и не слабее 16,5 звездной величины. Большинство же ОСЗ, наблюдавшиеся при скоростях 10 - 15 угловых секунд в минуту, имели блеск не слабее 15,5 звездной величины.

Независимо от типа программного обеспечения, используемого для облегчения такого обнаружения, применяемый метод обычно один и тот же: получение трех - четырех экспозиций с регулярным интервалом. Такой подход является «классическим» или «традиционным». Однако, есть ограничения этого метода, заключающегося в том, что для получения изображений, особенно очень быстро движущихся объектов, таких как ОСЗ, время экспозиции обычно не превышает нескольких секунд, после чего изображение объекта начнет вытягиваться в виде полосы без последующего улучшения отношения сигнал / шум (SNR). Другими словами, отношение SNR обычного метода ограничено отношением SNR однократной экспозиции.

За три последних года нами проведены исследования эффективности использования классических телескопов в сравнении с светосильными системами типа «Аккерман-Шмидта», серийно производимых и доступных на российском рынке в совокупности со специальным программным обеспечением «Tycho Tracker». Даётся общий анализ исследования использования методики наблюдения, оборудования в совокупности с программным обеспечением и условиями астроклиматата.

НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ ПЕРЕЛЁТ К СБЛИЖАЮЩИМУСЯ С ЗЕМЛЁЙ АСТЕРОИДУ

Иванюхин А.В.^{1,2*}

¹ – Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ,
Москва, Россия

² – Российский университет дружбы народов им. П. Лумумбы, Москва, Россия

* ivanyukhin.a@yandex.ru

Рассматривается задача отправки исследовательского космического аппарата (КА) к околоземному астероиду в момент его сближения с Землёй. Для снижения затрат характеристической скорости КА предлагается использовать низкоэнергетическую траекторию перелёта в грависфере Земли.

Одним из подходов повышения эффективности перелётов в системе нескольких массивных тел является целенаправленное использования эффектов динамики задач трёх и четырёх тел и траектории с малым изменением энергии при её реализации. Такого рода траектории начали изучаться астрономами ещё в 19 веке при анализе изменений параметров орбиты астероидов и комет после сближений с Юпитером и Сатурном. В работе Ф. Тиссерана на основе интеграла Якоби получен критерий подобия для сопоставления орбит до и после сближения. Позднее, в 20 веке, с помощью численного моделирования на больших интервалах времени исследовались эволюция орбит комет и происхождение спутников Юпитера и Сатурна в работах Е.И. Казимирачак-Полонской, Е. Эверхарта и других. Траектории баллистического захвата и свободного возврата (периодические транзитные траектории) начали исследоваться с началом космической эры при проектировании лунных миссий в работах В.А. Егорова, В.Г. Фесенкова, Р. Аренсторфа и М. Девидсона и т.д. Значительным шагом в проектировании низкоэнергетических лунных траекторий временного захвата стало их рассмотрение в рамках четырёх тел, с учётом влияния Солнца – WSB-траектории (Weak Stability Boundary), предложенные Е. Белбруно [1] и аналитически исследованные В.В. Ивашкиным [2]. Низкоэнергетические траектории в системе Земля-Луна были реализованы КА Hiten (JAXA), SMART-1 (ESA), Genesis и GRAIL (NASA), Danuri (KARI) и т.д.

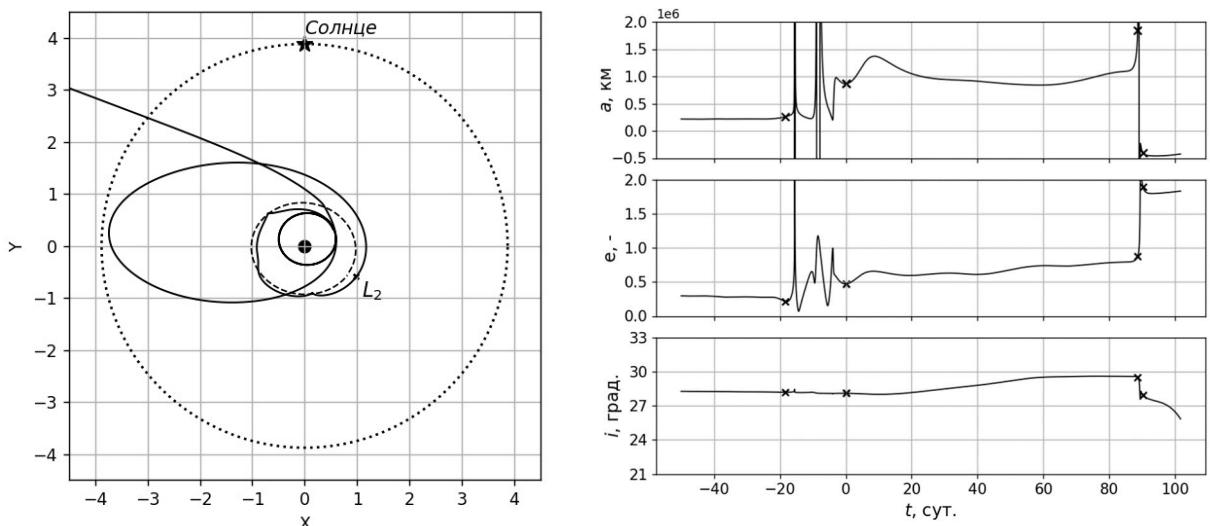


Рисунок 1. Траектории баллистического захвата Луной с выходом на отлётную гиперболу (слева) и оскулирующие околоземные элементы (справа)

Перспективными для проектирования низкоэнергетических перелётов механизмами являются траектории временного захвата проходящие в окрестности точек либрации ОКЗТТ (Земля-Луна-КА или Солнце-Земля-КА) [3, 4] и траектории испытывающие заметные вековые изменения в эволюции орбитальных элементов под воздействием удалённого притягивающего тела (Солнца) [1, 2].

На рис. 1 приведен пример траектории баллистического захвата в системе Земля-Луна в возмущённой модели четырех тел, приводящей к выходу КА на гелиоцентрическую траекторию с гиперболическим избытком скорости 1.3 км/с [5]. Траектория испытывает на себе все возможные воздействия Луны и Солнца: баллистический захват Луной, WSB-маневр и гравитационный маневр у Луны. Первое сближение с Луной происходит через окрестность L_1 , и длится 18.3 суток, после чего происходит выход во внешнюю часть пространства через L_2 . После этого под воздействием Солнца реализуется WSB-манёвр длительностью 88.6 суток, за время которого эксцентриситет меняется с 0.47 до 0.87, а большая полуось возрастает в 2.1 раза. Следующий за этим гравитационный манёвр переводит траекторию в гиперболу и через 11 суток происходит выход за пределы грависферы Земли.

Подобные низкоэнергетические траектории в системе Солнце-Земля и Земля-Луна ранее анализировались в рамках проектирования лунных и межпланетных миссий для КА с малой тягой в работах [5, 6, 7].

В данной работе использование низкоэнергетической траектории анализируется для отправки КА к околоземному астероиду, сближающемуся с Землёй. Прогнозируется более 100 подобных событий до 2050 года [8], и порядка 10 астероидов внутри грависферы Земли обладают параметрами пролётной орбиты приемлемыми для сближения с ними. Наиболее перспективными являются сближение с 2013 GM3 (2026 г.), Apophis (2029 г.), 2012 HG2 (2047 г.).

Благодарность

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-79-10206, <https://rsrf.ru/project/22-79-10206/>.

Литература:

1. Belbruno E.A., Miller J.K. Sun-Perturbed Earth-to-Moon Transfers with Ballistic Capture // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1993. 16 (4). P. 770 - 775.
2. Ивашкин В.В. О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной // ДАН. 2002. 387 (2). С. 196-199.
3. Conley C.C. Low energy transit orbits in the restricted three-body problems // SIAM Journal on Applied Mathematics. 1968. 16 (4). P. 732-746.
4. Koon W.S., Lo M.W., Marsden J.E., Ross S.D. Low energy transfer to the Moon // Celestial mechanics and dynamical astronomy. 2001. 81 (1-2). P. 63-73.
5. Иванюхин А.В., Ивашкин В.В., Петухов В.Г., Юн С.У. Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с малой тягой на траектории временного захвата // Космические исследования. 2023. 61 (5). С. 368–381.
6. Ivanyukhin A.V., Ivashkin V.V., Petukhov V.G., Yoon S.W., Low-energy lunar transfer design using high- and low-thrust on ballistic capture trajectories // IAC-23-C1.9.7, Proceedings of the International Astronautical Congress, 74th International Astronautical Congress (IAC), Baku, Azerbaijan, 2023, 2-6 October.
7. Иванюхин А.В. Низкоэнергетические транзитные траектории в окрестности точек либрации // Астрономический вестник. 2025. 59 (в печати).
8. Center for Near-Earth Object Studies (CNEOS JPL NASA). URL: <https://cneos.jpl.nasa.gov/> (дата обращения: 20.04.2025).

МЕТОД ОХОЦИМСКОГО-ЕГОРОВА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ЭЙЛЕРА-ЛАМБЕРТА

Иванюхин А.В.^{1,2*}, Ивашкин В.В.^{3,1}¹ – Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ,
Москва, Россия² – Российский университет дружбы народов им. П. Лумумбы, Москва, Россия³ – Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

* ivanyukhin.a@yandex.ru

Задача Эйлера-Ламберта является классической проблемой небесной механики, решение которой используется для определения орбит небесных тел [1-4]. Традиционно эта задача формулируется как двухточечная краевая задача в рамках модели двух тел, в которой известны векторы положения в два разных момента времени и необходимо определить орбиту соединяющие эти положения.

В практической космонавтике эта задача приобрела новое значение и часто является основой для проектирования перелётов космических аппаратов. В этом случае предполагается, что орбита, соединяющая два заданных положения, является траекторией перелёта. Часто для проведения проектно-баллистического анализа при оптимизации импульсных перелётов требует решения большого числа подобных задач. В связи с этим получение эффективного алгоритма решения с явным определением скорости на перелётной орбите является актуальной задачей.

Известно много методов решения задачи Эйлера-Ламберта [1-4]. Все методы решения основаны на том, что орбиты в рассматриваемой задаче образуют однопараметрическое семейство. Например, этим параметром может быть любой элемент орбиты [2, 4].

Кроме того, такое однопараметрическое семейство образуется варьированием траекторного угла (угла наклона скорости к трансверсали) в начальной точке. Рассматривая задачу Эйлера-Ламберта как обратную задачу баллистики, следуя подходу Охочимского Д.Е. [5], оказывается возможным получить связь между начальным траекторным углом и скоростью на траектории проходящей через два заданных положения

$$v_1(\theta) = \sqrt{\frac{\mu r_2(1 - \cos(\varphi))}{r_1(r_1 \cos^2(\theta) - r_2 \cos(\varphi + \theta) \cos(\theta))}}, \quad (1)$$

где r_1 , r_2 – радиусы начального и конечного положения, φ – угол между r_1 и r_2 , μ – гравитационный параметр центрального тела, v_1 – начальная скорость, θ – начальный траекторный угол (наклон скорости к трансверсали).

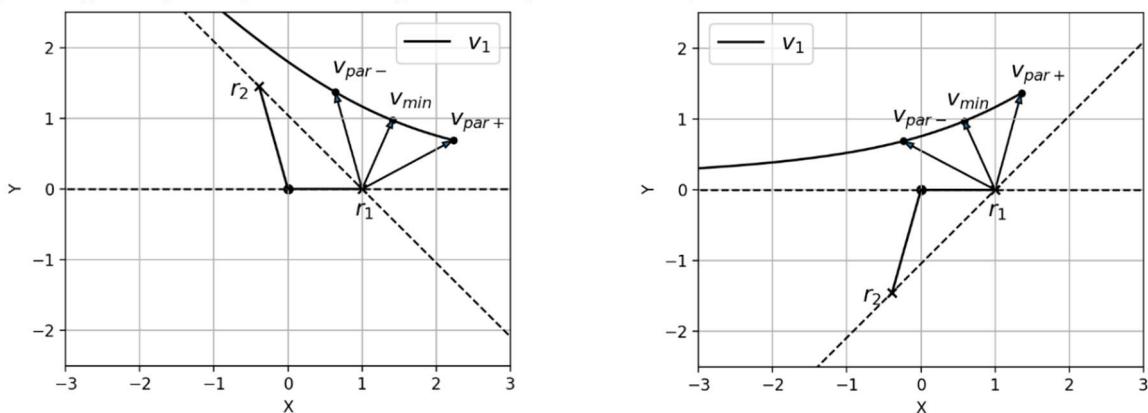


Рисунок 1. Множество возможных направлений вектора начальной скорости для $r_1 = 1$ и $r_2 = 1.5$, $\varphi = 105^\circ$ (слева) и $\varphi = 255^\circ$ (справа)

Зная начальную скорость, можно определить все параметры траектории перелета. Одним из важных преимуществ рассматриваемого решения является возможность проведения на его основе качественного анализа всех возможных траекторий перелёта между двумя заданными точками. Так, среди них наибольший интерес вызывают решения, соответствующие следующим случаям значениям начальной скорости:

- перелёт по прямой (предельной гиперболе) и перелёт по параболе через бесконечность – ограничивающие всю область возможных значений, соответствующие значения начальной скорости обозначим v_{\lim} и v_{par^+} ,
- параболическая траектория, разделяющая гиперболические и эллиптические траектории, с начальной скоростью v_{par^-} ,
- эллиптическая траектория с минимальной величиной большой полуоси, с начальной скоростью v_{\min} .

Анализ зависимости скорости от траекторного угла в начальной точке (1) показывает, что график возможной скорости представляет собой ветвь гиперболы с асимптотами, направленными вдоль хорды, соединяющей начальное и конечное положение, и начального радиус-вектора [5]. Разные ветви гиперболы соответствуют разной угловой дальности перелёта, как это показано на рис. 1.

Недостатком выражения (1) для решения задачи Эйлера-Ламберта является отсутствие связи со временем перелёта. Однако, зная величину и ориентацию вектора скорости в начальный момент, время перелета можно вычислить с помощью уравнения в форме Лагранжа [3] используя компоненты начального вектора скорости. Для эллиптической орбиты уравнение имеет следующий вид:

$$\Delta t_{\text{ell}} = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (2\pi N + (\alpha - \sin(\alpha)) - (\beta - \sin(\beta))), \quad (2)$$

где N – число целых витков, параметры Лагранжа α и β имеют область определения $\alpha \in [0; 2\pi]$, $\beta \in [-\pi; \pi]$ и могут быть однозначно определены из следующих соотношений

$$\begin{aligned} \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) &= \sqrt{\frac{s}{2a}}, \quad \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{v_d - v_r}{2} \sqrt{\frac{2s}{\mu}}, \\ \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) &= \sqrt{\frac{s-d}{2a}}, \quad \cos\left(\frac{\beta}{2}\right) = \frac{v_d + v_r}{2} \sqrt{\frac{2(s-d)}{\mu}}, \\ d &= |\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1|, \quad s = \frac{r_1 + r_2 + d}{2}, \end{aligned} \quad (3)$$

где v_r и v_d – проекции вектора скорости на радиус вектор \mathbf{r}_1 и хорду d , соединяющую \mathbf{r}_2 и \mathbf{r}_1 .

Типичный вид зависимости времени перелёта от большой полуоси и начального траекторного угла приведены на рис. 2, показана область возможных решений, ограниченная слева прямолинейным перелётом по гиперболе, а справа – перелётом по параболе через бесконечность. Также, парабола разделяет гиперболические и эллиптические решения. На рис. 2 приведены варианты решения с угловой дальностью меньше одного витка (нижняя синяя линия) и решения с 1, 2, 3 и 4 витками, на графике они последовательно расположены один над другим. На решениях с более чем одним витком отмечены решения с минимальной начальной скоростью v_{\min} (●) и локальные минимумы времени перелета (×). Все характерные случаи, ограничивающие область анализа, имеют аналитическое решение, что позволяет получать надёжные начальные приближения для решения задачи Эйлера-Ламберта [6, 7].

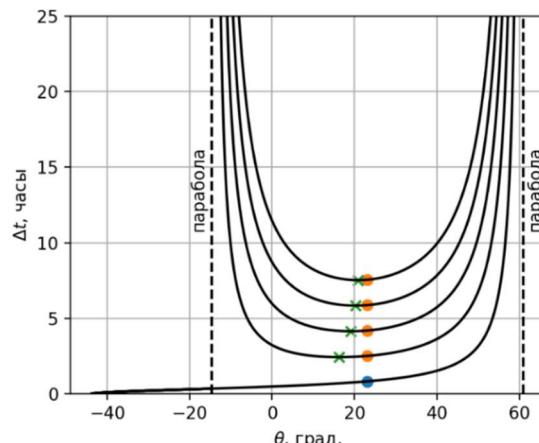


Рисунок 2. Множество возможных направлений вектора начальной скорости для $r_1 = 1$ и $r_2 = 1.5$, $\varphi = 105^\circ$ (слева) и $\varphi = 255^\circ$ (справа)

На основе баллистического подхода Охоцимского–Егорова, соотношений (1), (2) и анализа области возможных решений разработан оригинальный метод решения задачи Эйлера–Ламберта и предложен эффективный алгоритм [6, 7]. Оценка скорости сходимости показывает, что типичное количество итераций составляет около 5–7 для всех типов решений, что является очень хорошим результатом для алгоритмов решения задачи Эйлера–Ламберта [4].

К достоинствам самого подхода относится ограниченность и ясность структуры области определения решений. Общая наглядность, обусловленная использованием физически понятных параметров траектории, и явная зависимость решения от вектора начальной скорости позволяют эффективно включать предложенный метод в сложные вычислительные схемы решения задач оптимизации и уточнения траекторий.

Благодарность

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-79-10206, <https://rscf.ru/project/22-79-10206/>.

Литература:

1. Курс небесной механики. Том 1 / [Субботин М.Ф.] – М.:Гостехиздат, 1933. -321 с.
2. Методы определения орбит / [Эскобал П.] – М.:Мир, 1970. - 471 с.
3. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / [Эльясберг П.Е.] – М.: Наука, 1965. - 540 с.
4. Torre S.D., Fantino E. Review of Lambert's problem // ISSFD 2015: 25th International Symposium on Space Flight Dynamics. 2015. Р. 1-15.
5. Динамика космических полетов / [Охоцимский Д.Е.] – М.:Изд-во Московского университета, 1968. - 158 с.
6. Ивашкин В.В. О применении метода Охоцимского–Егорова для решения задачи Эйлера–Ламберта // Доклады РАН. Физика. Технические науки. 2024. 514. С. 58–62.
7. Иванюхин А.В., Ивашкин В.В. Решение задачи Эйлера–Ламберта на основе баллистического подхода Охоцимского–Егорова // Астрономический вестник. 2024. 58 (6). С. 771-782.

МЕТОДЫ ДЕТЕКТИРОВАНИЯ МЕТЕОРНЫХ ЯВЛЕНИЙ ДЛЯ СЕТИ МОНИТОРИНГА МЕТЕОРНОЙ АКТИВНОСТИ

Измайлов И.С.^{1,2*}, Ховричев М.Ю.^{1,2}, Дроздов Д.С.³, Павлов С.Р.¹, Короткий С.А.^{4,5}

¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

² – Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, Санкт-Петербург, Россия

³ – Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург, Россия

⁴ – Обсерватория «АстроВерты», Нижний Архыз, Россия

⁵ – Обсерватория «Ка-Дар», Москва, Россия

* i_izmailov@mail.ru

На протяжении последних лет проблематика влияния метеороидных коллизий на эксплуатацию растущего числа космических аппаратов стимулирует устойчивый рост интереса астрономического сообщества к мониторингу метеорных явлений. Именно это сделало значимой задачу прогноза метеорной активности в околосолнечном пространстве в рамках создания системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности “Млечный путь”.

Накопление достаточного объема информации для решения указанной задачи требует развития систем оптического мониторинга метеорных явлений. В настоящее время реализуются несколько проектов в этой области. Наиболее известная сеть - Global Meteor Network (GMN), покрывающими значительные площади в Европе и Северной Америке благодаря использованию очень доступных видеокамер [1]. Самые слабые метеоры, которые фиксируются на таком оборудовании, имеют пиковый блеск до 6^m. Более слабые события (до 10^m) фиксируются системами широкугольных камер типа Mini-MegaTORTORA (КФУ, CAO РАН) [2] или GWAC (Xinglong Observatory of the National Astronomical Observatories of China) [3].

Анализ работы упомянутых систем показывает, что массовый мониторинг, основанный на видеокамерах с малыми объективами ($D < 1$ см), эффективен с точки зрения охвата больших площадей, но не позволяет обнаруживать явления, производимые частицами в диапазоне масс микрограмм-миллиграмм, наиболее чувствительном с точки зрения эксплуатации КА. Для комплексов типа GWAC проблемой является относительно высокая стоимость, препятствующая построению сетей и проведению базисных измерений. Общий недостаток существующих систем - низкая эффективность детектирования явлений, характеризующихся низкими значениями отношения сигнала к шуму.

В рамках проекта “Млечный путь” мы пытаемся сочетать эффективность обоих типов организаций станций метеорного мониторинга: “яркая часть” метеорных явлений фиксируется с помощью сетей небольших камер ($D < 1$ см), слабая - посредством оптических систем с $D/F = 400/551$ мм. Дальнейший текст представляет собой суперкраткий обзор текущего состояния пулковской сети мониторинга метеорной активности и методов обнаружения метеорных явлений в видеопотоке.

Тестовая сеть станций мониторинга метеорных явлений

Наша сеть мониторинга метеорных явлений начала создаваться год назад и на данный момент состоит из IP-камер с объективами, имеющими диаметры от $D=2.6$ мм до $D=6$ мм. Данные камеры расположены в Пулковской обсерватории (59.771771, 30.326226), на злобинской станции (55.414497, 41.554068), в обсерватории “АстроВерты” (43.652548, 41.428386), в обсерватории Ассы-Тургень Астрофизического института им. В. Г. Фесенкова (АФИФ) Национального Центра Космических Исследований и Технологий при Аэрокосмическом Комитете Республики Казахстан (43.227172, 77.872787). Кроме того, в этой высокогорной обсерватории установлены пулковский 40-см телескоп и телескоп

ШОС400, созданный специалистами АФИФ. Наблюдения на ШОС400 проводятся для оценки возможности использования оптики данного класса для организации метеорных наблюдений в рамках проекта “Млечный путь”

Отличительная черта сети - полная автоматизация работы и минимизация усилий инженеров обсерваторий по обслуживанию оборудования. Анализ видеопотока камер производится относительно слабыми компьютерами под управлением ОС Windows10 в реальном времени. Результаты наблюдений публикуются оперативно в пулковской системе астрометрических баз данных (<https://izmccd.puldb.ru/IzMeteors/jour2w.php>) в виде таблиц. Планируется публикация последовательностей сжатых fits-кадров для каждого явления.

Анализ эффективности работы системы детектирования метеоров было проведен с помощью камер, установленных на астроферме “АстроВерты” (Ка-Дар). Видеопоток с этих камер анализировался одновременно с помощью программного обеспечения, созданного для сети GMN, и с помощью программы izMeteor, разработанной первым автором данной статьи. Оказалось, что IzMeteors достоверно обнаруживает примерно в 1.3 раза больше метеорных явлений.

Методы детектирования метеорных явлений, используемые в сети

В работе [4] перечисляются основные алгоритмы детектирования метеорных событий. Наибольшую точность определения даёт применение согласованного фильтра, но его применение к двухсекундному видео с разрешением в четверть мегапикселя требует часов работы, поэтому данный способ используется только для подтверждения наличия метеорного трека, уже найденного другим методом. Высокую скорость показывает алгоритм кластеризации пикселей, но он плохо отслеживает линейные структуры. Основным же методом становится преобразование Хафа [5], которое хорошо выделяет линии на изображении и имеет высокую скорость работы.

Мы используем два основных подхода. Первый эксплуатирует высокую эффективность преобразования Хафа. Второй основан на выделении линий на изображении путем анализа распределения градиентов на изображении.

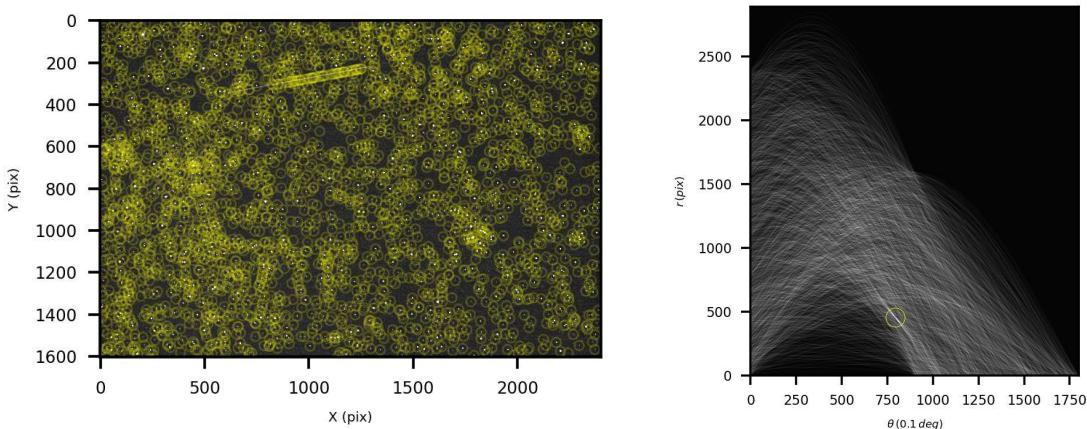


Рисунок 1. Иллюстрация применения преобразования Хафа для выделения метеорного трека. Слева: распределение локальных максимумов изображения. Справа: локализация максимума, отвечающего метеорному треку, на диаграмме Хафа.

Традиционно преобразования Хафа применяют непосредственно к массиву пикселей изображения после использования бинарного фильтра, выделяющего пиксели, содержащие полезный сигнал. Именно трудность задания адекватного порогового значения для бинаризации изображения и порождает проблемы с детектированием слабых метеоров. Поэтому мы пытаемся выделить все локальные максимумы изображения (смотрите левую часть рисунка 1), задавая только долю площади изображения, которая может быть занята

источниками. В нее заведомо попадают пиксели, отсчеты на которых имеют отношение сигнала к шуму порядка единицы.

Поскольку эта доля составляет порядка 10^{-4} , число пикселей для построения преобразования Хафа оказывается небольшим и процесс можно осуществить с помощью сравнительно слабых машин в реальном времени. Сравнение значения максимальных отсчетов на диаграмме Хафа для соседних кадров позволяет четко выделить сигнал, порожденный даже слабым метеорным явлением (правая часть рисунка 1). Более детально процесс вычислений описан в работе [6], код доступен в GitHub по ссылке <https://github.com/umax74/szm>.

При выделении линий на изображении (трек метеора вполне соответствует такому представлению) логично ожидать, что градиенты изображения с обеих сторон от линии направлены противоположно друг-другу. Разработанное программное обеспечение реализует поиск групп градиентов, отвечающих указанному выше условию. Для удобства распараллеливания таких вычислений мы использовали возможности библиотеки PyTorch. Более подробно ознакомиться с реализацией этого сценария поиска метеорных изображений можно в GitHub (https://github.com/paganelle7/lst_based_meteor_detection).

Выходы

Наша сеть мониторинга метеорных явлений только начала свое развитие. Проведено тестирование камер и оптических систем. Разработано программное обеспечение, обеспечивающее эффективное обнаружение изображений метеоров в видеопотоке в реальном времени. Показано, что инструменты типа ШОС400 позволяют уверенно фиксировать явления до 12^m при съемке с частотой 10 кадров в секунду. Отказ от бинаризации изображений в пользу выделения локальных максимумов и дальнейшего применения алгоритмов машинного зрения позволяет в 1.5 раза повысить эффективность обнаружения метеоров по сравнению с программным обеспечением, предоставляемым сетью GMN.

Благодарность

Настоящее исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда и Санкт-Петербургского научного фонда № 24-22-20044 (<https://rscf.ru/project/24-22-20044/>).

Авторы выражают свою признательность коллегам из Астрофизического института им. В. Г. Фесенкова (АФИФ) Национального Центра Космических Исследований и Технологий при Аэрокосмическом Комитете Республики Казахстан за помощь в ходе проведения наблюдений.

Литература:

1. Vida D. et al. The Global Meteor Network - Methodology and first results // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 2021. 506.4. P. 5046–5074.
2. Karpov S. et al. Two-station Meteor Observations with Mini-MegaTORTORA and FAVOR Wide-Field Monitoring Systems. // Revista Mexicana de Astronomia y Astrofisica Conference Series. 2019. T. 51. P. 127–130.
3. Xu Y. et al. The GWAC Data Processing and Management System. // Revista Mexicana de Astronomia y Astrofisica Conference Series. 2021. T. 53. P. 174–179.
4. Gural P., Mills T., Mazur M. and Brown P. Development of a very faint meteor detection system based on an EMCCD sensor and matched filter processing // Experimental Astronomy. 2022, 53.3, P. 1085–1126.
5. Duda R. and Hart P. Use of the Hough transformation to detect lines and curves in pictures // Communications of the ACM. 1972. 15.1, P. 11–15.
6. Измайлов И.С., Ховричев М.Ю., Толстой А.Л., Павлов С.Р., Бикулова Д.А., Кругов М.А., Ситтыкова С.М. Детектирование изображений метеоров с помощью широкоугольного телескопа ШОС400 в обсерватории Ассы-Тургень // Известия Главной Астрономической Обсерватории в Пулкове. 2024. 234. С. 22–35.

ОБМЕН ВЕЩЕСТВОМ МЕЖДУ ПЛАНЕТАМИ ЗЕМНОЙ ГРУППЫ ПРИ ВЫБРОСЕ ВЕЩЕСТВА С ПЛАНЕТ

Ипатов С.И.^{1*}

¹ – Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского (ГЕОХИ) РАН,
Москва, Россия

* siiipatov@hotmail.com

Введение. Вероятности и скорости столкновений тел, выброшенных с Земли, с планетами и Луной, а также обзор работ по данной теме рассмотрены в [1-2]. Вероятности столкновений тел, выброшенных с Марса, Меркурия и Венеры кратко обсуждались в [3-4]. Выброс тел с планет происходил в основном на стадии аккумуляции планет и при поздней тяжелой бомбардировке. Ударники диаметром около 10 км образовали на Земле кратеры с возрастом, равным 66 и 36 млн. лет. Количество 1-км тел, которые выпали на Землю за последний миллиард лет, можно оценить примерно в 1000, т.е. примерно один такой удар происходил за 1 млн лет. В проведенных расчетах движение тел, выброшенных с планет земной группы, изучалось в течение динамического времени жизни T_{end} всех тел, которое обычно составляло около 200-400 млн лет (и могло превышать миллиард лет). В каждом варианте расчетов изучалось движение 250 тел, выброшенных с небесного объекта при фиксированных значениях угла выброса i_{ej} , скорости выброса v_{ej} и точки выброса. Скорость v_{ej} выброса варьировалась от параболической скорости на поверхности планеты (Луны) до 20 км/с, а значения угла i_{ej} выброса варьировались от 15 до 90 градусов. Учитывалось гравитационное влияние Солнца и всех восьми планет. Из интегрирования исключались тела, которые столкнулись с планетами или Солнцем, или достигли 2000 а.е. от Солнца. Для интегрирования уравнений движения использовался симплектический алгоритм из пакета SWIFT [5]. Выброс тел рассматривался с 6 противоположных точек выброса на поверхности планеты. Для точек выброса F и C движение тел начиналось от наиболее и наименее удаленных от Солнца точек поверхности в направлении от Солнца к планете, соответственно. Для точек выброса W и B тела стартовали с точек поверхности планеты по ходу движения планеты и с противоположной стороны планеты, соответственно. Для точек выброса U и D тела стартовали с точек поверхности планеты с максимальным и минимальным значениями z (при оси $0z$ перпендикулярной плоскости орбиты планеты), соответственно. При изучении выброса с Луны рассматривалась только точка F.

Вероятности столкновений выброшенных с Земли тел с планетами и Луной. Доля тел, выброшенных с Земли и выпавших обратно на Землю, составляла около 0.2-0.3. Рассматривались также вероятности p_V , p_{M_e} , p_{M_a} , p_{Sun} столкновений тел, выброшенных с Земли, с Венерой, Меркурием, Марсом и Солнцем. При $T=T_{end}$ и $11.5 \leq v_{ej} \leq 12$ км/с значения p_U были в диапазоне 0.22-0.37. Общее количество тел, доставленных на Землю и Венеру, вероятно, не сильно отличалось. Отношение p_V/p_E вероятности p_V столкновения тела с Венерой к его вероятности p_E столкновения с Землей было в основном меньше при меньших скоростях выброса. Оно превышало 1 при $v_{ej} \geq 14$ км/с. При $T=T_{end}$ вероятности столкновений тел с Меркурием и Марсом были в диапазонах 0.02-0.08 и 0-0.025, соответственно. В большинстве вариантов расчетов вероятность столкновения тела с Солнцем составляла около 0.05-0.2 при $T=10$ млн лет, а при $T=T_{end}$ могла достигать 0.5. Значения вероятности p_{ej} выброса тел на гиперболические орбиты при $T=T_{end}$ превышали значения при $T=10$ млн лет обычно не более, чем в 2 раза. Значения p_{ej} в различных сериях расчетов были в диапазоне 0.016-0.064 при $T=T_{end}$, $30^\circ \leq i_{ej} \leq 60^\circ$ и $11.5 \leq v_{ej} \leq 12$ км/с. При $v_{ej}=20$ км/с при выбросе из точки W по ходу движения Земли все тела могли выбрасываться на гиперболические орбиты.

Вероятность столкновения выброшенных с Земли тел с Луной на ее современной орбите составляла около 0.01-0.02 при $v_{ej}=11.3$ км/с и 0.005-0.008 при $v_{ej}=16.4$ км/с. Средние скорости столкновений выброшенных тел с Землей и Луной тем больше, чем больше

скорость выброса. При скорости выброса, равной 11.3, 11.5, 12, 14 и 16.4 км/с значения скоростей таких столкновений составили около 13, 14-15, 14-16, 14-20 и 14-25 км/с соответственно для Земли и в пределах 7-8, 10-12, 10-16 и 11-20 км/с для Луны. На Луне и планетах земной группы может находиться вещество, выброшенное с Земли при аккумуляции Земли и при поздней тяжелой бомбардировке. Тел, выброшенных с Земли и упавших на зародыш Луны, было бы недостаточно для того, чтобы Луна выросла до своей современной массы из небольшого зародыша, двигавшегося по современной орбите Луны. Этот результат свидетельствует в пользу образования вблизи Земли крупного лунного зародыша. Для более эффективного роста зародыша Луны желательно, чтобы при некоторых соударениях тел-ударников с Землей выброшенные тела не просто вылетали из кратера, а часть вещества выходила на орбиты вокруг Земли, как в модели мультиимпактов. Доля тел, выброшенных с Луны и столкнувшихся с Землей, примерно такая же, как и для тел, выброшенных с Земли, если принять во внимание меньшие минимальные скорости тел, выбрасываемых с Луны. Некоторые тела, выброшенные из кратеров десятки миллионов лет назад, могут до сих пор находиться в зоне планет земной группы и могут выпадать на эти планеты. Считается, что жизнеспособные прибытия микробов могли быть после времени полета метеоритов между Марсом и Землей около 1 миллиона лет. В моих расчетах вероятность столкновения тел, выброшенных с Земли, с Марсом за 1 млн. лет была порядка двух десятисячных.

Выброс тел с Марса. Вероятности столкновений тел, выброшенных с Марса, с Землей для точек C, D, F, U и W в основном не превышали 0.16. Некоторые тела, выброшенные с Марса, могли столкнуться с Землей через 0.1 млн лет, а некоторые из тел могли столкнуться с Землей через сотни миллионов лет. При $v_{ej} \geq 5.2$ км/с вероятности столкновений тел, выброшенных с Марса, с Венерой были обычно немного больше, чем с Землей. Вероятности столкновений тел, выброшенных с Марса, с Венерой в основном были не более 0.2. Вероятность p_{Ma} столкновения тела, выброшенного с Марса, с Марсом была значительной только при скорости выброса v_{ej} , близкой к параболической скорости. Для $v_{ej} \geq 5.05$ км/с значения p_{Ma} были относительно небольшими. Для таких v_{ej} при выбросе тел из точек C, D, F и U значения p_{ma} составляли в основном около 0.04-0.25, 0.01-0.04 и 0-0.02 при $5.05 \leq v_{ej} \leq 5.3$, $5.5 \leq v_{ej} \leq 10$ и $15 \leq v_{ej} \leq 20$ км/с соответственно. Для точки В значение p_{ma} было обычно меньше, чем для указанных выше точек. Для точки W, $p_{Ma}=0$ при $15 \leq v_{ej} \leq 20$ км/с, p_{Ma} может превышать 0.3 при $v_{ej}=5.05$ км/с. Доля тел, столкнувшихся с Меркурием, обычно была меньше 0.06 и была больше доли тел, столкнувшихся с Марсом, при $v_{ej} \geq 6$ км/с. Для выброса из точек C, D, F и U значения доли тел, столкнувшихся с Меркурием, были в основном около 0.02-0.08 при $5.05 \leq v_{ej} \leq 20$ км/с. Значения доли тел, столкнувшихся с Солнцем, обычно были между 0.2 и 0.9 для точек C, D, F, U и В. При $5.1 \leq v_{ej} \leq 8$ км/с более половины тел обычно сталкивались с Солнцем. Вероятность выброса тела на гиперболическую орбиту была меньше 0.1 при $v_{ej} \leq 6$ км/с, но могла превышать 0.9 при $v_{ej}=20$ км/с. Для точки W и $15 \leq v_{ej} \leq 20$ км/с почти все тела были выброшены на гиперболические орбиты. Для точки В менее 10% тел были выброшены на гиперболические орбиты. Для остальных четырех точек вероятность такого выброса варьировалась от 0.02 до 0.9 в зависимости от скорости выброса и угла выброса.

Выброс тел с Меркурия. Большинство тел, выброшенных с Меркурия, выпали обратно на Меркурий. Вероятности столкновений тел, выброшенных с Меркурия, с Землей обычно не превышали 0.02 и 0.1 при v_{ej} менее 8 и 15 км/с соответственно. Вероятности их столкновений с Венерой обычно составляли около 0.2-0.3 при $6 \leq v_{ej} \leq 10$ км/с. Доля тел, сталкивающихся с Венерой, обычно была на порядок больше, чем с Землей. При меньших скоростях выброса эта разница была больше. Доля тел, столкнувшихся с Солнцем, могла немного превышать 0.1 при $v_{ej} \geq 10$ км/с и была меньше при меньших значениях v_{ej} . Для большинства вариантов расчетов доля тел, выброшенных на гиперболические орбиты, не превышала 0.01.

Выброс тел с Венеры. В данном абзаце обсуждаются значения вероятностей столкновений с планетами для тел, выброшенных с Венеры из точек C, D, F и U при скоростях выброса от 10.4 до 16 км/с. В этом случае доля p_{ej} тел, выброшенных на гиперболические орбиты, не превышала 0.06, доля p_{Sun} тел, столкнувшихся с Солнцем, составляла около 0.1-0.4, доля p_{Me} тел, столкнувшихся с Меркурием, составляла около 0.01-0.2, доля p_V тел, столкнувшихся с Венерой, составляла около 0.3-0.8, а доля p_E тел, столкнувшихся с Землей, составляла около 0.04-0.2 (была в несколько раз меньше, чем p_V). При $v_{ej}=16$ км/с значения p_{Sun} были примерно в 2 раза больше, а значения p_{Me} были примерно в несколько раз больше (от 2 до 10 в зависимости от точки выброса и i_{ej}), чем при $v_{ej}=10.4$ км/с. Значения p_V имеют некоторую тенденцию (но не при всех начальных данных) быть меньше при больших v_{ej} . Вероятности столкновений тел с Марсом часто не превышали 0.01 для всех рассматриваемых начальных данных.

Для точек C, D, F и U при $v_{ej}=20$ км/с значения p_{ej} были около 0.25-0.32 при $i_{ej}=45^\circ$ и могли быть около 0.02 при $i_{ej}=89^\circ$; значения p_{Sun} были около 0.15-0.3; p_{Me} было около 0.1-0.15; значения p_V были около 0.23-0.35; значения p_E были около 0.04-0.1 при $i_{ej}=45^\circ$, и могли быть около 0.2 при $i_{ej}=89^\circ$. Для точки В значения p_{ej} были в основном меньше 0.04, значения p_{Sun} были около 0.07-0.3, значения p_{Me} были около 0.02-0.35 (с максимумом при $v_{ej}=20$ км/с), значения p_V были около 0.4-0.8, значения p_E были в основном около 0.04-0.2 (но равнялись 0.01 при $v_{ej}=20$ км/с и $i_{ej}=89^\circ$). Для точки W при $v_{ej} \leq 12$ км/с значения p_{ej} в основном были меньше 0.06, значения p_{Sun} были около 0.1-0.4, значения p_{Me} были около 0.01-0.1, значения p_V были около 0.3-0.8, p_E было около 0.1-0.2. Для $v_{ej}=20$ км/с доля выброшенных тел была около 0.8 при $i_{ej}=45^\circ$, и все тела были выброшены при $i_{ej}=89^\circ$.

При выбросе 1-100 микронных пылинок с планеты земной группы вероятность выпадения пылинки на планету обычно не превышала 0.01. Выброшенные частицы в основном выпадали на Солнце или выбрасывались из Солнечной системы. Для микронных частиц соотношение между выброшенными и столкнувшимися частицами (больше или меньше 1) зависело от точки и скорости выброса. Большинство частиц с диаметром около 10-100 микрон выпадали на Солнце. Время динамической жизни большинства 1-100 микронных частиц не превышало 1 млн. лет, в то время как некоторые выброшенные тела могли двигаться в зоне планет земной группы сотни миллионов лет.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания ГЕОХИ им. Вернадского РАН.

Литература:

1. Ипатов С.И. Рост Луны за счет тел, выброшенных с Земли // Астрономический вестник. 2024. 58 (1). С. 99-117.
2. Ipatov S.I. Probabilities of collisions of bodies ejected from forming Earth with the terrestrial planets // Icarus. 2025. 425. Id. 116341.
3. Ipatov S.I. Exchange of meteorites between the terrestrial planets and the Moon // Modern astronomy: from the Early Universe to exoplanets and black holes. Специальная астрофизическая обсерватория Российской академии наук. 2024. С. 904-909.
4. Ipatov S.I. Migration of celestial bodies in the Solar system and in several exoplanetary systems // Solar System Research. 2024. 58 (1). P. 50-S63.
5. Levison H.F., Duncan M.J. The long-term dynamical behavior of short-period comets // Icarus. 1994. 108. P. 18–36.

ПОЛЯРИМЕТРИЯ – ЭФФЕКТИВНЫЙ МЕТОД ДИСТАНЦИОННОГО
ЗОНДИРОВАНИЯ БЕЗАТМОСФЕРНЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ И КОМЕТ

Киселев Н.Н.^{1,2*}

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

² – Крымская астрофизическая обсерватория РАН, Научный, Россия

* kiselevnn42@gmail.com

Рассеянное излучение, возникающее при взаимодействии неполяризованного излучения с различными средами, обладает рядом свойств. Одним из важных свойств является линейная поляризация рассеянного излучения. Вследствие этого поляриметрические наблюдения могут предоставить ценную информацию о природе рассеивающих частиц и физических процессах, которую невозможно получить из других видов наблюдений. На примере рассеяния света на простейшем осцилляторе будет продемонстрировано возникновение поляризованного излучения и ее зависимость от фазового угла.

В настоящее время получены характеристики рассеянного поляризованного излучения основных таксономических классов астероидов главного пояса, АСЗ и их связь с альбедо. На основе точных параметров фазовых кривых поляризации ряда спутников больших планет получены убедительные доказательства возникновения оппозиционных эффектов в результате механизма усиления когерентного обратного рассеяния электромагнитных волн в дискретных случайных средах. Однако для ряда объектов макрофизические свойства (структура, размеры, альбедо поверхности, таксономический тип, плотность, однородность состава) и микрофизические свойства их реголитовых поверхностей (химический состав, альбедо однократного рассеяния частиц, их размеры и плотность упаковки) остаются малоизученными. Особое значение, имеющее не только фундаментальное, но и практическое значение, имеют околоземные объекты (ОСЗ), которые примерно на 90% состоят из околоземных астероидов. Восполнение недостающих данных о свойствах поляризованного излучения вышеперечисленных объектов стало основной целью наших исследований. Будут приведены примеры результатов поляриметрических исследований малых тел Солнечной системы, выполненных по наблюдениям в КРАО и обсерватории Пик Терскол.

ОЦЕНКА РАЗМЕРОВ И ФОРМ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ИХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ПОРТРЕТОВ

Захарченко В.Д.¹, Коваленко И.Г.^{1*}, Денисов З.А.¹, Акимов П.А.¹

¹ – Волгоградский государственный университет, Волгоград, Россия

* i.kovalenko@volsu.ru

Рассматривается задача обратного рассеяния коротких радиоимпульсов (широкополосных радиосигналов) от движущегося астероида. Используется дифракционный интеграл Стрэттона-Чу [1], обобщенный с учетом эффекта Доплера. Астероид выпуклой формы аппроксимируется одноосным эллипсоидом. Астероид невыпуклой формы моделируется двумя соединенными друг с другом эллипсоидальными телами разного размера (модель контактного двойного астероида). Применяется часто используемая в литературе функция обратного рассеяния $\Sigma(\theta)=0.5\sigma_0(n+1)\cos^n\theta$, где θ – угол падения/рассеяния, σ_0 – радиолокационное альбедо поверхности, а параметр n для определенности принят равным величине 1.8 как наиболее точно аппроксимирующей наблюдательные данные, полученные при зондировании потенциально опасного астероида 1998 CS₁ [2] (для астероидов параметр n варьируется в интервале $1 < n < 2$). Рассчитана импульсная характеристика объекта как реакция на сверхкороткий облучающий радиоимпульс при различных ракурсах наблюдения [3]. Импульсная характеристика отражает геометрические характеристики объекта и является индивидуальной для каждого объекта. Построена серия радиолокационных портретов в зависимости от соотношения между длинами главных полуосей эллипса (рис.1а).

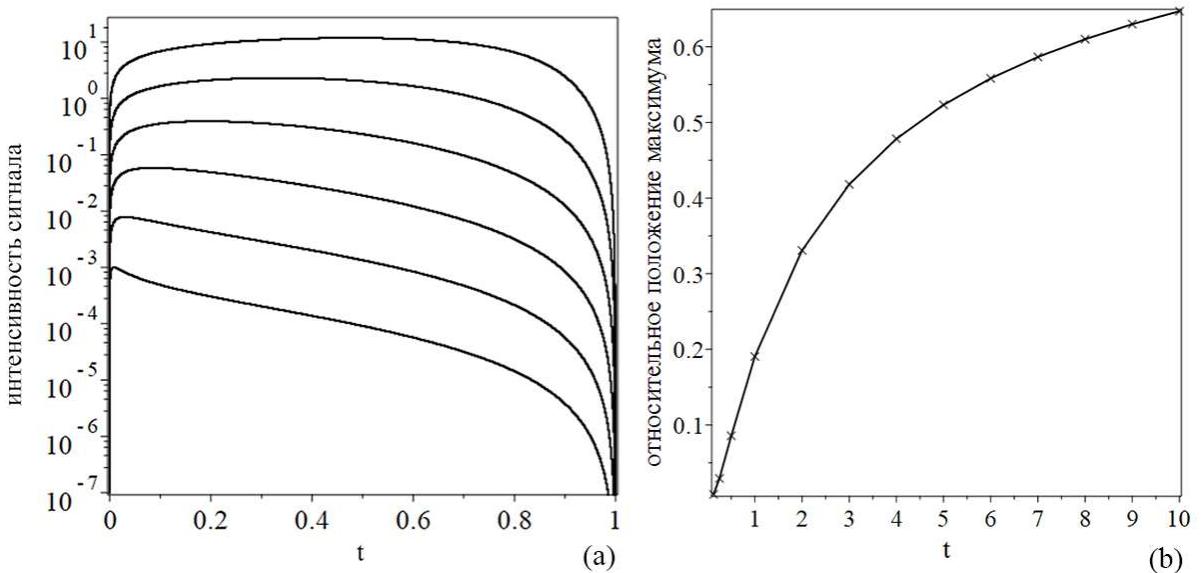


Рисунок 1. (слева): импульсные характеристики в относительных единицах в логарифмическом масштабе для модели астероида в форме эллипса вращения (полуось a расположена вдоль оси визирования, полуось b – поперек). Кривые соответствуют следующим значениям сплюснутости/вытянутости астероида b/a ; снизу вверх: 0.125; 0.25; 0.5; 1; 2; 4. (справа): момент времени, отвечающий максимальному значению импульсной характеристики, в зависимости от степени сплюснутости/вытянутости астероида.

Приведен радиолокационный портрет невыпуклого астероида (рис.2а) на примере контактно-двойного астероида (486958) Аррокот (рис.2б). Показана возможность восстановления основных геометрических характеристик астероида (положение центров рассеяния, степень сплюснутости астероида, наличие перетяжек) по радиолокационному портрету [3]. Так, например, об эксцентриситете (степени сплюснутости) астероида можно судить по положению максимума его импульсной характеристики (рис.1б), а наличие перетяжки на профиле астероида должно приводить к появлению кратных максимумов импульсной характеристики (рис.2а).

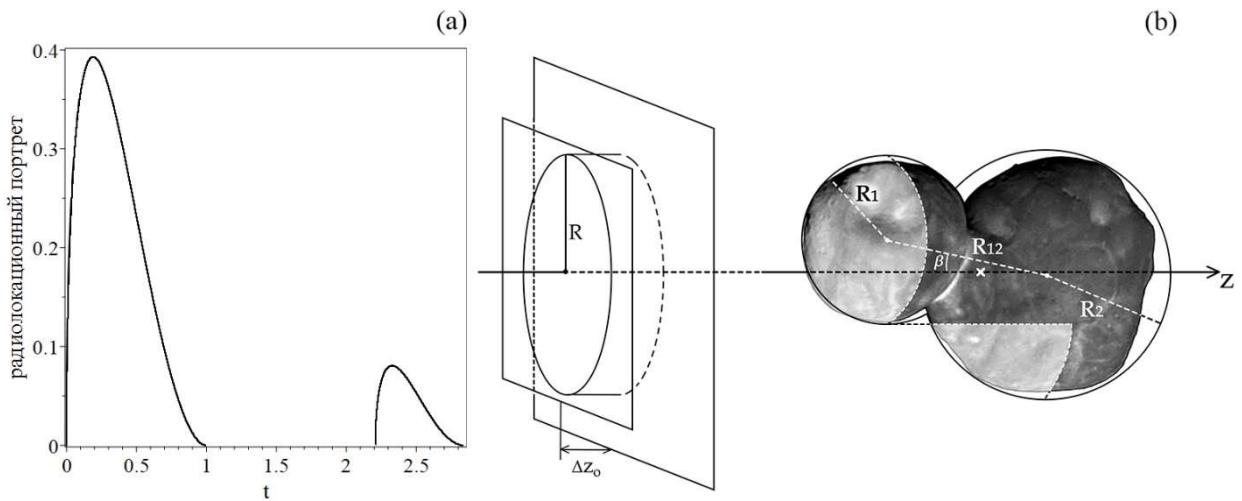


Рисунок 2. (слева): Импульсная характеристика для модели невыпуклого астероида, изображенного на рис.2б. *(справа):* Структура зондирующего радиоимпульса и его прохождение по астероиду подобному (486958) Аррокот.

Отмечено, что данный подход позволяет одновременно находить интересующие нас геометрические характеристики астероидов – размеры объекта в картинной плоскости и по лучу зрения.

Благодарность

Исследования выполнены за счет средств РНФ совместно с грантом Администрации Волгоградской области, номер проекта 25-22-20082.

Литература:

1. Теория электромагнетизма. / [Стрэттон Дж. А.] – М.; Л. ГИТТЛ. 1948. - 540 с.
2. Zambrano-Marin I.F., et al. Scattering functions fits for Arecibo Observatory planetary radar data// EPSC-DPS Joint Meeting 2019. 2019. 13. Р. EPSC-DPS2019-1077-5.
3. Захарченко В.Д., Коваленко И.Г., Акимов П.А., Захаров Д.А. О возможности оценки геометрических характеристик астероида по радиолокационному портрету // Математическая физика и компьютерное моделирование. 2023. 26(4). С.69-82.

ГРУППА МЕТЕОРИООБРАЗУЮЩИХ БОЛИДОВ И ТРЕХ ИЗВЕСТНЫХ
МЕТЕОРИТОВ С КОМЕТНЫМИ ОРБИТАМИ

Коновалова Н.А.^{1*}

¹ – Институт астрофизики Национальной академии наук Таджикистана, Душанбе,
Республика Таджикистан

^{*} nakonovalova@mail.ru

Изучение ярких болидов, вторгающихся в атмосферу Земли, является важным в области исследования малых тел Солнечной системы. Болиды образуются крупными метеороидами, которые при подходящих динамических условиях могут производить метеориты, в том числе потенциально опасные для живой природы. Спящие кометы могут быть вероятными родительскими телами метеоритообразующих болидов и известных метеоритов, вторгающихся в атмосферу Земли.

В тезисе приведены данные анализа свечения, атмосферной траектории, элементов орбит трех известных метеоритов, наблюдавшихся инструментальными методами: хондритов Hamburg H4 [1], Winchcombe CM2 [2], Ejby H5/6 [3] и отобранных из базы метеорных данных IAU MDC [4] по крайней мере трех ярких спорадических болидов с кометными орбитами, наблюдавшихся в сезонный период с января по февраль в разные годы.

В таблице приведены следующие данные для метеоритов, болидов и околоземных объектов (NEOs) – вероятных родительских тел исследуемой группы: название метеоритов, номера болидов по базе метеорных данных IAU MDC, год, месяц и дата наблюдения; прямое восхождение (α_R) и склонение (δ_R) радианта; доатмосферная скорость (V_∞); элементы орбит: перигелий (q), эксцентриситет (e), наклонение (i), аргумент перигелия (ω); долгота восходящего узла (Ω); яркость метеоритов и метеороидов (M) и околоземных объектов H; параметр Тиссерана TJ [5]; критерий близости орбит DSH Саутвпорта-Хокинса [6].

Таблица 1 – Группа метеоритов, болидов и околоземных объектов (NEOs) – вероятных родительских тел группы (J2000.0).

Объект	ДМГ	α_R (гр)	δ_R (гр)	V км/с	q AU	e	i (гр)	ω (гр)	Ω (гр)	M/H	T _j	D _{SH}
Hamburg	17.01.2018	72.8	27.4	15.83	0.926	0.661	0.68	211.6	296.4	-16.0	2.99	-
Winchcombe	28.02.2021	56.6	20.8	13.90	0.987	0.618	0.46	351.8	160.2	-10.5	3.12	0.07
Ejby	06.02.2016	82.3	32.6	14.52	0.967	0.657	0.96	197.8	317.2	-16.0	2.96	0.04
001E2	27.01.1990	88.7	16.6	16.23	0.921	0.681	2.2	33.0	127.7	-7.1	2.89	0.06
119F1	19.01.1967	72.5	33.7	16.22	0.935	0.631	9.3	209.3	299.1	-6.5	3.12	0.15
185E1	27.01.1990	88.7	16.6	16.23	0.921	0.681	2.1	33.0	127.8	-7.1	2.89	0.06
2003YM137	-	-	-	-	0.805	0.689	2.7	131.0	73.9	18.8	3.04	0.17
2000DN1	-	-	-	-	0.908	0.667	7.7	148.2	41.2	19.8	2.90	0.15

На основе метеорных данных из базы IAU MDC и опубликованных в научных журналах, построена гистограмма годовой активности спорадических ярких болидов и метеоритов с известными датами падения (Рис.1). На гистограмме выявлены шесть больших (Maj) и два меньших (Min) периодов активности исследуемых тел, что представляет собой годовой профиль активности спорадических болидов. Линии синего цвета – кометные болиды, линии зеленого цвета – астероидные болиды, линии красного цвета – метеориты. Из рисунка видно, что активность метеоритообразующих болидов и известных метеоритов в течение года неодинаковая: наибольшая их активность наблюдается в периоды: 3 Maj, 5 Maj, 6 Maj.

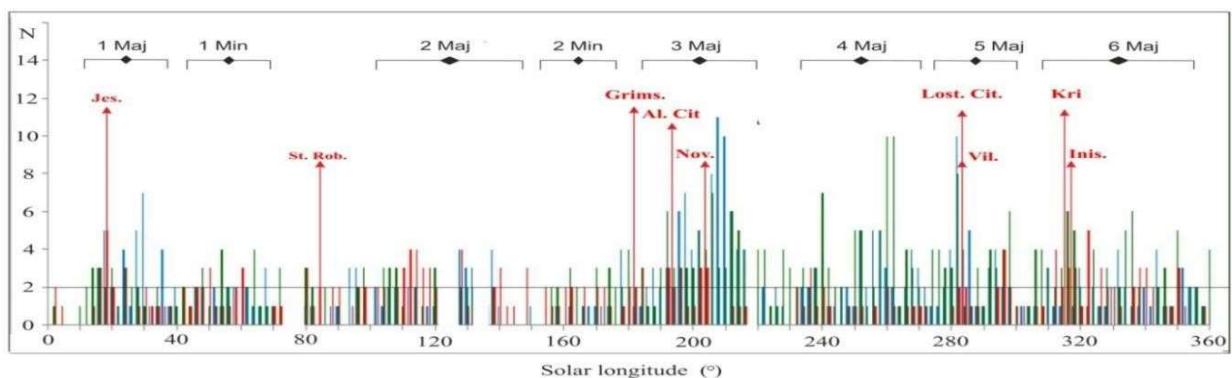


Рисунок 1. Активность спорадических ярких болидов и метеоритов в течение года.

В настоящее время в найденной Группе на землепересекающих орбитах могут еще находиться метеоритообразующие метеороиды. Это является основной мотивацией для систематического мониторинга неба в найденные периоды повышенной активности метеоритообразующих болидов. Группа метеоритообразующих болидов, и связанные с ней околоземные объекты (NEOs) могут быть потенциально опасными для биосфера Земли. Существующая опасность столкновений с Землей опасных околоземных объектов обуславливает необходимость разработки международных программ для анализа метеоритной опасности, идентификации околоземных объектов и задачи планетарной защиты.

Литература:

1. Brown P.G., Wida D., Moser D.E. et al. Compendium of space debris mitigation standards adopted by States and international // Meteoritics & Planetary Science. 2019. 54 (9). P. 2027-2045.
2. Shirley, K. A., Curtis, R. J., Bates, H. C., et al. Visible and Infrared Spectral Analysis of the Winchcombe Meteorite for Comparison with Planetary Surfaces // Meteoritics & Planetary Science. 2022. LPI Contribution No. 2695, id. 6236.
3. Spurny, P., Borovicka, J., Baumgarten, G. et al. Atmospheric trajectory and heliocentric orbit of the Ejby meteorite fall in Denmark on February 6, 2016 // Planetary and Space Science. 143. P. 192-198.
4. IAU MDC database URL: <http://www.astro.sk/~ne/IAUMDC/Ph2003/database.html>
(Дата обращения: 25.04.2025)
5. Kresak, L. The discrimination between cometary and asteroidal meteors. I. The orbital criteria // Bulletin of the Astronomical Institute of Czechoslovakia. 1969. 20. P.177-187.
6. Southworth, R.B., Hawkins, G.S. Statistics of meteor streams // Smithsonian Contributions to Astrophysics. 1963. 7. P. 261-285.

ПРОГРЕСС И ПРОБЛЕМЫ НАБЛЮДАТЕЛЬНОЙ МЕТЕОРНОЙ АСТРОНОМИИ

Кохирова Г.И.^{1*}

¹ – Институт астрофизики Национальной академии наук Таджикистана, Душанбе,
Республика Таджикистан

* kokhirova2004@mail.ru

В обзоре будут рассмотрены основные аспекты текущего состояния наблюдательной метеорной астрономии. Приведены сведения о целях и задачах наблюдений, используемой современной аппаратуре, методике наблюдений и обработки данных, имеющихся международных базах накопленных наблюдательных данных и их вклад в развитие метеорной астрономии и, в частности, в установлении новых метеорных потоков. Показаны первые результаты метеорных видеонаблюдений в Таджикистане, имеющих эффективный потенциал на создание метеорной наблюдательной сети в том числе, и на территории Российской Федерации.

О ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАСС НЕКОТОРЫХ ТРОЯНЦЕВ ЮПИТЕРА ДИНАМИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

Кузнецов В.Б.^{1*}, Чернетенко Ю.А.¹

¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

*vb.kuznetsov@iaaras.ru

Целью настоящей работы является исследование возможности определения масс троянцев Юпитера из их взаимных возмущений.

Исследование этих астероидов является одной из первоочередных задач, обозначенных в обзоре десятилетий, посвященном планетарной науке, в связи с чем 16 октября 2021 года была запущена миссия НАСА Lucy («Люси») [1]. В 2027 г. космический аппарат прибудет в точку Лагранжа L₄ системы Юпитер — Солнце, где пролетит мимо 4х астероидов: (3548) Эврибат, (15094) Полимела, (11351) Левк, (21900) Орус. После этого «Люси» вернется к Земле для гравитационного манёвра, который доставит её в точку Лагранжа L₅ системы Юпитер — Солнце для исследования двойного астероида (617) Патрокл в 2033 году.

Динамические и физические характеристики этих тел изучены хуже, чем астероидов главного пояса по причине их большей удаленности от Земли. Только у восьми троянцев обнаружены спутники, что позволило для некоторых из них получить значения масс и плотностей. Они приводятся в таблице 1 [2].

Таблица 1 – Троянцы, имеющие спутники

Номер мп		Эффективный диаметр (км)	Масса (M _{Sun})	Плотность (г/см ³)	Такс. тип
617	L5	168.8 ± 2.6	0.68 ± 0.055 10 ⁻¹²	0.81 ± 0.16	P
624	L4	250 ± 26	3.96 ± 0.70 10 ⁻¹²	2.43 ± 0.35	D
17365	L5	44.9 ± 0.53	1.13 10 ⁻¹⁴	0.78 ± 0.07	?
29314	L5	40	0.72 10 ⁻¹⁴	0.59 ± 0.06	?

Кроме того, получено несколько оценок суммарных масс групп троянцев и греков. Они приводятся в таблице 2. Видно, что все три оценки, полученные разными способами, хорошо согласуются и можно оценить верхние пределы значений индивидуальных масс. Для греков это MG = (0.259+0.048) 10⁻¹⁰ M_{Sun}, для троянцев –MT = (0.164+0.051) 10⁻¹⁰ M_{Sun}

Таблица 2 – Суммарные массы групп астероидов L4 и L5

Масса L4 (10 ⁻¹⁰ M _{Sun})	Масса L5 (10 ⁻¹⁰ M _{Sun})	Используемый метод	Ссылка
0.19 ± 0.11	0.11 ± 0.07	Статистический	[3]
0.26 ± 0.04	0.13 ± 0.05	Динамический, используются в качестве тестовых частиц сами троянцы или греки	[4]
0.259 ± 0.016	0.164 ± 0.017	Динамический, возмущаемые тела – космические аппараты и большие планеты при получении EPM-2019	[5]

Нам неизвестны результаты определения масс астероидов этих групп по возмущениям, которые они оказывают на другие (тестовые) астероиды. Причинами этого является относительно более низкая реальная точность позиционных наблюдений этих астероидов, отсутствие крупных (по оценкам не более 250 км) возмущающих тел и меньшее, по сравнению с главным поясом, количество взаимных сближений. Однако

наличие наблюдений, полученных Gaia [6], позволяет произвести такие оценки и получить представление о возможности динамического метода для решения этой задачи.

Интегрирование уравнений движения и уравнений в вариациях выполнялось методом Эверхарта. В уравнения движения включены возмущения от всех больших планет, карликовых планет Плутона и Цереры и 14 астероидов с номерами: 2, 3, 4, 10, 15, 31, 48, 52, 65, 87, 88, 451, 511, 704, используемых для учёта возмущений астероидов в эфемеридах ЛРД NACADE440 [7]. В уравнениях движения также учтены релятивистские члены от Солнца. Решение системы нормальных уравнений проводилось взвешенным методом наименьших квадратов относительно элементов орбит возмущаемых астероидов и определяемой массы.

В ходе исследований, использовались наблюдения из каталога Международного центра малых планет и каталога Gaia. Наблюдения Gaia были взяты из FocusProductRelease [6], в котором представлены наблюдения для 156792 астероидов за 66 месяцев с 2014 по 2020 гг.

Так как реально использовались позиционные наблюдения разной природы и точности (фотографические, ПЗС наземные, ПЗС космические), то важной является проблема выбора весов. Использовалась схема назначения весов, предложенная Вересом [8], основанная на анализе наблюдений отдельных обсерваторий и являющаяся, поэтому более строгой – с последующим анализом и сравнением результатов. Для наблюдений Gaia использовался алгоритм назначения весов, описанный в FocusProductRelease [6]. Для отбраковки наблюдений использовался критерий χ^2 [9].

Оценены значения масс для 56 греков и 40 троянцев. Для восьми из них, принадлежащих к группе греков, в Табл. 3 приводятся результаты определения масс и плотностей, ошибки которых вычислялись по формуле [10]:

$$\frac{\delta\rho}{\rho} = \sqrt{\left(\frac{\delta M}{M}\right)^2 + 9\left(\frac{\delta D}{D}\right)^2},$$

В таблице 3 приводятся также значения диаметров астероидов в соответствии с данными обзоров WISE [11] и AKARI [12] и количество тестовых частиц (NN), включенных в процедуру определения масс. Видно, что ни одно значение плотности не может считаться удовлетворительным, так как ошибки этих значений велики, а сами значения значительно превышают их значения, оцениваемые по таксономическим характеристикам.

Таблица 3 – Полученные нами значения масс и плотностей астероидов.

Номер мп	Масса (M_{Sun})	Диаметр (км)		Плотность ($\text{г}/\text{см}^3$)		NN
		WISE [11]	AKARI [12]	WISE	AKARI	
Значения масс больше двух сигма						
624	$(5.655 \pm 2.600) 10^{-12}$	147.37 ± 2.33	230.99 ± 3.94	6.87 ± 3.41	1.79 ± 0.89	35
911	$(7.404 \pm 3.228) 10^{-12}$	131.04 ± 1.19	185.30 ± 3.37	12.7 ± 5.8	4.53 ± 2.17	80
1143	$(5.520 \pm 1.262) 10^{-12}$	114.62 ± 0.59	130.81 ± 3.51	14.0 ± 3.4	9.58 ± 2.91	80
5652	$(3.840 \pm 1.570) 10^{-13}$	53.92 ± 0.49	52.48 ± 3.67	9.41 ± 4.06	11.3 ± 6.4	15
Значения масс больше одной сигма						
588	$(6.778 \pm 4.078) 10^{-12}$	130.10 ± 0.55	132.22 ± 3.33	11.8 ± 7.2	11.7 ± 7.6	25
659	$(8.988 \pm 7.186) 10^{-13}$	112.32 ± 1.85	107.06 ± 4.33	2.51 ± 2.05	3.08 ± 2.59	52
Неточные значения масс						
3548	$(3.161 \pm 7.743) 10^{-13}$	63.89 ± 0.30	68.40 ± 3.92	4.67 ± 11.4	4.48 ± 11.0	19
4063	$(7.804 \pm 34.50) 10^{-13}$	95.62 ± 0.68	106.38 ± 4.56	3.46 ± 15.3	2.81 ± 12.4	62

Выводы.

1. Определение масс троянцев и греков Юпитера является достаточно сложной задачей по причине удаленности этих тел от Земли, относительно небольшого числа

наблюдений, относительно небольшого числа астероидов в этих группах, которые можно рассматривать как тестовые. До сих пор индивидуальные значения масс получены только для двойных астероидов. Имеется также несколько согласующихся оценок общих масс этих двух групп астероидов.

2. Мы рассмотрели возможность динамического определения масс 96 астероидов, основываясь на позиционных наблюдениях и наблюдениях Gaia. Шесть из них являются наиболее перспективными для последующих уточнений.

3. Анализ полученных оценок масс показывают, что в настоящее время точность динамического определения их масс составляет $10^{-13} - 10^{-12}$ масс Солнца, что недостаточно, для их уверенного определения, особенно не крупных астероидов. Кроме надежды на новые наблюдения, возможно рассмотреть варианты уточнения модели движения, а именно: 1) определить массы (624) и (911) из их взаимных возмущений 2) учесть гравитационное влияние астероида (153) Гильда и ее семейства 3) учесть в движении отдельных астероидов гравитационное воздействие всей группы астероидов в соответствии с оценками Табл. 2.

Благодарности

В этой работе использовались данные миссии Gaia Европейского космического агентства (ESA) (<https://www.cosmos.esa.int/gaia>), обработанные Консорциумом обработки и анализа данных Gaia (DPAC, <https://www.cosmos.esa.int/web/gaia/dpac/consortium>). Финансирование DPAC было предоставлено национальными учреждениями, в частности учреждениями, участвующими в Многостороннем соглашении Gaia.

В этом исследовании использовались данные и/или услуги, предоставленные Центром малых планет Международного астрономического союза.

Литература:

1. The Lucy Mission. URL: <https://www.lspace.asu.edu/lucymission> (Дата обращения: 25.04.2025)
2. Asteroids with Satellites by Wm. Robert Johnston.
URL: <https://www.johnstonsarchive.net/astro/asteroidmoons.html>.
(Дата обращения: 08.02.2025).
3. Виноградова Т.А., Чернетенко Ю.А. Суммарная масса Троянцев Юпитера // Астрономический вестник. 2015. 49 (6). С. 428–434.
4. Виноградова Т.А., Чернетенко Ю.А. Суммарная масса троянцев Юпитера, определенная статистическим и динамическим методами // Околоземная астрономия 2015. Труды международной конференции. 2015. С. 12–17.
5. Е. В. Питьева, Н. П. Питьев. Массы троянских групп Юпитера // Письма в Астрономический журнал. 2019. 45 (12). С.902–908
6. Gaia Focused Product Release. URL: <https://www.cosmos.esa.int/web/gaia/focused-product-release> (Дата обращения: 25.04.2025)
7. Park R.S., Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The JPL Planetary and Lunar Ephemerides DE440 and DE441 // The Astronomical Journal. 2021. 161(3). P. 105.
8. Vereš P., Farnocchia D., Chesley S.R., Chamberlin A. Statistical Analysis of Astrometric Errors for the Most Productive Asteroid Surveys // Icarus. 2017. 296. P. 139–149.
9. Carpino M., Milani A., Chesley S.R. Error statistics of asteroid optical astrometric observations // Icarus. 2003. 166. P. 248–270.
10. Carry B. Density of asteroids // Planetary and Space Science. 2012. 73(1). P. 98–118.
11. Grav T., Mainzer A. K., Bauer J. M., Masiero J. R., and Nugent C. R. WISE/NEOWISE observations of the Jovian Trojan population: taxonomy // The Astrophysical Journal. 2012. 759(1). P. 49.
12. Usui F. Mid-Infrared Asteroid Survey with AKARI // 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara. Japan. 2013. 252. P. 5210.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРБИТ ВНЕШНИХ СПУТНИКОВ ЮПИТЕРА

Кузнецов В.Б.^{1*}

¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

* vb.kuznetsov@iaaras.ru

Работа посвящена вопросу определения предварительных орбит внешних спутников Юпитера. Это небольшие по размерам (диаметром в несколько километров) и достаточно удалённые (на миллионы километров) от планеты спутники. В статье Авдюшева и Баньщиковой [1] был рассмотрен вопрос о появлении дополнительных решений при определении предварительных орбит для таких тел методом Лапласа. Для ряда спутников было получено по два решения. В этом случае, выбор истинной орбиты является непростой задачей.

Для определения орбит таких спутников был использован метод предложенный автором [2]. Он позволяет определять предварительную орбиту не только по трём наблюдениям, как в методе Лапласа, но использовать все доступные наблюдения. Таким образом, в ряде случаев возможно определится с выбором одного из решений.

Литература:

1. Авдюшев В. А., Баньщикова М. А. Альтернативные орбиты новых спутников Юпитера // Известия высших учебных заведений. Физика. 2010. 53 (10). С. 27-30.
2. Кузнецов В.Б. Определение предварительной орбиты в некомпланарном случае // Астрономический Вестник. 2022. 56 (3). С. 206–216.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПЫЛЕВЫХ ЧАСТИЦ В ГРАВИТАЦИОННОМ И
ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОМ ПОЛЕ АСТЕРОИДА С УЧЁТОМ СУБЛИМАЦИИ
ВОДЯНОГО ЛЬДА**

Кузнецов С.Ю.^{1*}, Бусарев В.В.²

¹ – Московский Государственный Университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

² – Государственный астрономический институт имени П.К. Штернберга МГУ, Москва, Россия

* imarpus@gmail.com

Решение задачи двух тел для пылевых частиц вблизи астероидов существенно отличается от аналогичных задач для объектов большей массы и размером. Ввиду того, что пылевые частицы обладают малым размером и весом, то соответственно на них гораздо существеннее действуют различные малые возмущающие силы ([1], [2], [3]). К таким силам можно отнести радиационное давление Солнца, которое является основным механизмом потери пылевой экзосферы у комет и астероидов, которые находятся достаточно близко к нему. Хоть в районе главного пояса астероидов радиационное давление ослабевает, но оно так же является существенным фактором, влияющим на траекторию пылевых частиц, а при достаточно малом размере самого астероида, может являться основным механизмом потери пылевой экзосферы. Также помимо радиационного давления, солнечная корона испускает поток ионизированных частиц (в основном являющаяся гелиево-водородной плазмой), который взаимодействует с поверхностью астероида и образует электростатическое поле вблизи него. Данные электростатические силы ([4], [5], [6]) являются основными силами, влияющие на динамику пылевых частиц вблизи поверхности астероида. Вследствие чего получается следующее дифференциальное уравнение, описывающее траекторию движения пылевой частицы:

$$\ddot{r} = -\frac{GM\vec{r}}{r^3} + \frac{Q_d(t)}{m_p} [E(\vec{r}) + \vec{r} \times B(\vec{r})] + \frac{1}{m_p} F_{SRP}(\vec{r}) + F_{cen}, \quad (1)$$

где $Q_d(t)$ - заряд пылевой частицы, m_p - масса пылевой частицы, $F_{SRP}(\vec{r})$ - давление солнечного света, F_{cen} - центростремительная сила, а $E(\vec{r})$ и $B(\vec{r})$ электрические и магнитные поля соответственно. Ввиду малых масштабов модели, можно пренебречь магнитным полем, а с учётом предположения о том, что частицы запускаются вследствие сублимации водяного льда, можно пренебречь силами сцепления пылевых частиц с поверхностью астероида.

Накопление заряда пылевой частицы описывается следующим уравнением:

$$\frac{dQ_d(t)}{dt} = I_{pe} - I_e - I_{sw}, \quad (2)$$

где I_{pe} , I_e и I_{sw} - являются токами электронов вызванные, фотоэффектом от частицы, поверхности и солнечного ветра [7].

Начальный потенциал поверхности астероида и электрическое поле рассчитывается путём взаимодействия плазмы солнечного ветра с поверхностью астероида методом Particle-in-Cell [8]. Эта модель рассматривает поверхность астероида как границу между двумя средами: пылевой слой реголита и дрейфующие поле потока плазмы солнечного ветра. Окружающая плазма считается без столкновений и без магнитного поля. В таком случае уравнение движение заряженных частиц принимает следующий вид:

$$\ddot{r} = Q_p(t)[E(\vec{r}) + \vec{r} \times B(\vec{r})], \quad (3)$$

где $Q_p(t)$ – заряд частицы, $E(\vec{r})$ и $B(\vec{r}) = 0$ электрические и магнитные поля соответственно.

Электрическое поле E и поле потенциалов Φ через уравнение Пуассона:

$$\nabla \cdot (\epsilon E) = -\nabla \cdot \epsilon \nabla \Phi = \rho \quad (4)$$

$$E = -\nabla \Phi, \quad (5)$$

где ϵ - диэлектрическая проницаемость среды, ρ - плотность заряда.

Следует отметить, что в рамках модели нам не обязательно считать электрическое поле на каждом шаге решения ур. 1, не только из-за сложности решения ур. 4,5, но модельным упрощением, что электрическое поле и потенциал поверхности являются постоянными относительно положения солнца. Давление солнечного света $F_{SRP}(\vec{r})$ и заряд пылевой частицы $Q_d(t)$ зависят от конфигурации системы Солнце-астероид-пылевая частица. Таким образом моделирование динамики пылевых частиц можно представить схемой, показанной на рис.1.

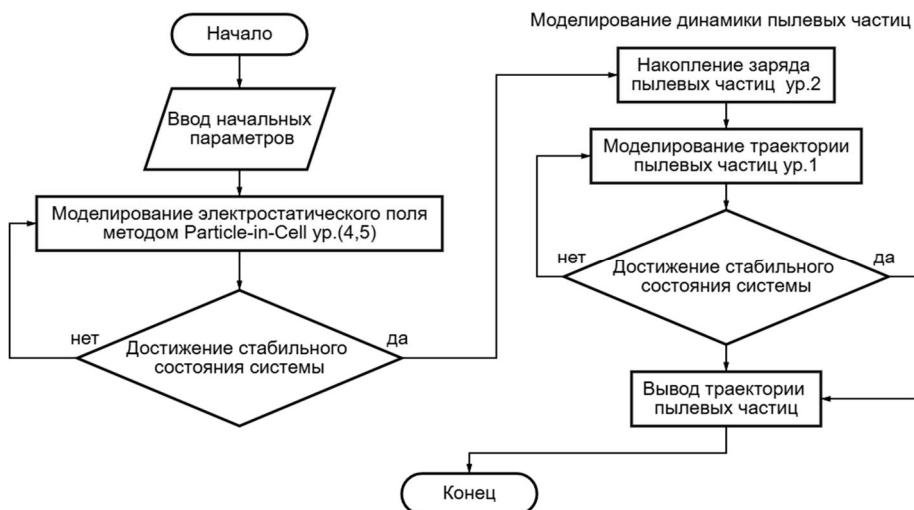


Рисунок 1. Схема моделирование динамики пылевых частиц

При взаимодействии поверхности астероида с солнечным ветром, дневная сторона астероида заряжается положительно, из-за преобладания фотоэлектронов. При этом над поверхностью астероида, возле подсолнечной точки, образуется плазменно - пылевая оболочка с толщиной до нескольких метров ([6], [2]). В таких условиях заряженная пыль имеет тенденцию мигрировать к дневной стороне рис.2. Как следует из 2D моделирования ([1], [2], [3]), наибольшая разность потенциалов находится вблизи терминаторов, где плазменно-пылевой слой достигает максимальной толщины, вследствие чего электростатическое поле может ускорять движение мелких заряженных частиц настолько, что те покидают гравитационное поле астероида ([5], [6]).

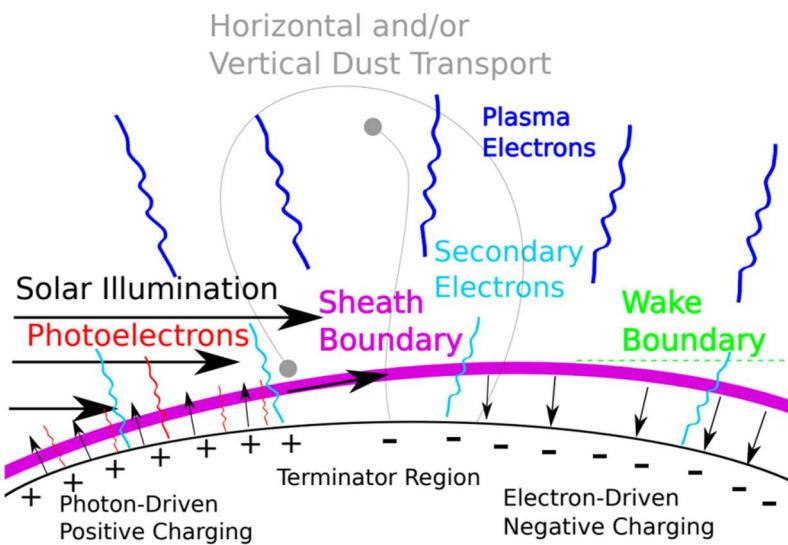


Рисунок 2. Схематический вид поверхности астероида вблизи терминатора

В следствие чего электростатическое поле и давление солнечного света на освещенной стороне астероида могут приводить к образованию тонкой и относительно стабильной пылевой экзосферы (толщиной в диапазоне 10 - 1000 м и оптической толщиной $t < 0.5$), состоящей из частиц минимального размера (0.01-1.0 мкм) в виде близкого к поверхности плазменно-пылевого слоя при условии, что скорость выброса пылевых частиц в этот слой при сублимации водяного льда превышает скорость их выброса электростатическим полем вблизи терминатора.

Результаты моделирования электрического поля вблизи астероида, потенциал поверхности астероида, а также возможные траектории движения пылевых частиц будут представлены в докладе на конференции.

Литература:

1. Poppe A.R. An improved model for interplanetary dust fluxes in the outer Solar System // Icarus. 2016. 264. P. 369–386.
2. Hartzell C. M. Dynamics of 2D electrostatic dust levitation at asteroids // Icarus. 2019. 333. P.234–242.
3. Yu W., Han D., Wang J. J. Numerical modeling of dust dynamics around small asteroids // Proceedings of the AIAA Space and Astronautics Forum and Exposition, SPACE. 2016.
4. Collier M., Farrell W., Stubbs T. The lunar dust pendulum // Advances in Space Research. 2013. 52. P. 251–261.
5. Nitter T., Havnes O. Dynamics of dust in a plasma sheath and injection of dust into the plasma sheath above Moon and asteroidal surfaces // Earth Moon and Planets. 1992. 56 (1). P. 7-34.
6. Lee P. Dust levitation on asteroids // Icarus. 1996. 124. P. 181–194.
7. López-Sisterna C., Gil-Hutton R.A. Electrostatic dust transport on the terminator of atmosphereless bodies // Planetary and Space Science. 2020. 180. Id. 104775.
8. Han D., Wang J. 3-D fully kinetic particle-in-cell simulations of small asteroid charging in the Solar wind. // IEEE Transactions on Plasma Science. 2019. 47. 8. P. 3682-3688.

ФОРМИРОВАНИЕ И ДИНАМИЧЕСКАЯ ЭВОЛЮЦИЯ СЕМЕЙСТВ АСТЕРОИДОВ

Кузнецов Э.Д.^{1*}¹ – Уральский федеральный университет, Екатеринбург, Россия

* eduard.kuznetsov@urfu.ru

Первые примеры статистически значимых концентраций собственных значений больших полуосей, эксцентриситетов и наклонов гелиоцентрических орбит астероидов обнаружил Кийоцуцу Хирама (Kiyotsugu Hirayama) в 1918 году [1]. Он применил теорию вековых возмущений Лапласа–Лагранжа для разделения орбит известных на то время 954 астероидов на генетические группы. Для этого Hirayama ввел понятие собственных эксцентриситетов и наклонов. В результате он выявил пять групп астероидов, обладающих сходными средними движениями, эксцентриситетами и наклонами орбит: семейства Eos, Flora, Koronis, Maria и Themis. Термин «семейства астероидов» также ввел Hirayama, предположив, что выделенные им группы представляют собой совокупности астероидов, связанных с родительскими телами, разрушившимися в прошлом. Источником этих катастрофических событий Hirayama считал столкновения астероидов.

В настоящее время предложено еще несколько механизмов разрушения родительских тел, ведущих к формированию семейств астероидов: распад быстро вращающегося родительского тела [2], вторичное деление образующихся при распаде тел [3], кратерообразующее столкновение с почти критически вращающимся родительским астероидом [4], каскадное разрушение родительского тела семейства [5] и др.

Собственные элементы орбит по сравнению с оскулирующими дают более четкую картину группировки астероидов в семейства (см., например, рис. 1 в [6]). Собственные элементы получают на основе оскулирующих путем исключения периодических колебаний. Традиционно для решения этой задачи применялись сложные аналитические методы (см., например [7]). В настоящее время развитие вычислительной техники и численных методов позволяют определять собственные элементы орбит с высокой точностью [8]–[10]. Каталог собственных элементов орбит регулярно обновляется на Asteroid Families Portal (<http://asteroids.matf.bg.ac.rs/fam/>) [11].

Для выделения групп астероидов в пространстве собственных элементов орбит применяют различные методы: кластерный иерархический анализ [12], вейвлет-анализ [13], машинное обучение [14] и др. В работе [6] определены собственные элементы орбит для 1.25 млн астероидов Главного пояса (<https://www.boulder.swri.edu/~davidn/Proper24/>) и выделены 274 семейства астероидов.

Семейства астероидов эволюционируют, проходя через стадии молодости, зрелости и диссипации. Вероятно, часть астероидов, которые в настоящее время не входят в состав семейств, были членами существующих или ранее существовавших семейств. В работе [15] сделан вывод, что астероиды как входящие в семейства, так и не входящие в них, имеют общее происхождение.

Астероиды, входящие в молодые семейства, имеют близкие орбиты и семейства возрастом $t_{age} \lesssim 1$ млн лет можно идентифицировать на основе анализа оскулирующих элементов [16]. Часто молодые семейства соседствуют с пылевыми полосами, которые могут свидетельствовать о столкновениях объектов, произошедших в недавнем прошлом (см., например, [16], [17]). Возраст молодых семейств можно оценить по критериям сходимости орбит или выполнению условий низкоскоростных сближений (см., например, [5]). Этими же методами можно изучать особенности формирования семейства. Например, установить какие события сформировали наблюдаемое распределение орбит астероидов семейства: однократное катастрофическое соударение, каскадный распад родительского тела и т. д.

Влияние диссипативных сил приводит к дрейфу («старению» [18]) собственных элементов орбит, получаемых в результате исключения периодических возмущений, в первую очередь, вызываемых гравитационным взаимодействием. Основную роль в этом

процессе играет эффект Ярковского, наиболее сильно влияющий на динамическую эволюцию астероидов, имеющих характерные размеры от десятков метров до десятков километров. Поскольку скорость дрейфа большой полуоси, вызываемого эффектом Ярковского, обратно пропорциональна размеру астероида, изначально компактное распределение больших полуосей орбит со временем расширяется [16]:

$$|a_p - a_c| \sim 10^{\frac{H}{5}},$$

где a_p — собственная большая полуось, a_c — значение большой полуоси, соответствующее центру семейства, H — абсолютная звездная величина астероида. На плоскости (a_p, H) распределение будет иметь вид буквы «V». На этом основаны методы V-диаграмм, которые используются для уточнения состава и определения возраста семейств (см., например, [19]).

Вековой дрейф больших полуосей орбит может приводить к смещению орбит астероидов в окрестности областей резонансов как средних движений, так и вековых. Дальнейшая динамическая эволюция астероида в этом случае определяется особенностями резонансного взаимодействия. Например, в области резонансов средних движений 3J:1, 2J:1 с Юпитером или векового резонанса v_6 , эксцентриситет орбиты астероида может значительно возрасти, а сам астероид перейти в группу объектов, сближающихся с Землей. С другой стороны, могут формироваться устойчивые резонансные конфигурации, как например, в окрестности трехтельного резонанса 5J-2S-2 с Юпитером и Сатурном для астероидов семейства Veritas [20].

Для очень старых семейств, имеющих возраст миллиарды лет (например, Eos [21], Vesta, Flora, Nysa-Polana [16] и др.), выделяют ядро семейства и его гало. Наличие гало семейств заметно осложняет процесс идентификации членов семейств.

Получение большого массива наблюдений на новых инструментах класса Обсерватории имени Веры Рубин приведет к значительному увеличению числа известных астероидов и точности определения их орбит. Можно ожидать, что будут открыты новые семейства астероидов, в том числе молодые, сформировавшиеся в результате распада небольших родительских тел. Для таких семейств может быть применен метод исследования динамической эволюции на основе анализа орбит отдельных членов семейства. В качестве примера такого подхода приведем результаты изучения динамической эволюции молодого семейства астероидов Emilkowalski [22], [23].

Поскольку для молодых семейств характерна сильная кластеризация как собственных, так и оскулирующих элементов орбит, поиск кандидатов в новые члены молодых семейств можно начинать с анализа оскулирующие элементов. В дальнейшем при проверке кандидатов на принадлежность семейству следует анализировать орбитальные метрики Холшевникова [24]: ρ_2 для оскулирующих элементов и ρ_5 для собственных. Для предварительной оценки возраста удобно использовать моменты сближений узлов иperiцентров, а также выполнять поиск низкоскоростных сближений. В результате проведенного анализа были найдены четыре новых члена семейства Emilkowalski и состав семейства увеличился до 13 объектов [22]. На основе численного моделирования эволюции номинальных орбит членов семейства получены оценки времени возможного формирования всех возможных пар и построен сценарий формирования семейства, предполагающий в качестве основного механизма разрушение родительского тела астероида (14627) Emilkowalski. Показано, что часть членов семейства могли образоваться в результате каскадного распада дочерних тел родительского астероида [23]. Проверка построенного сценария ведется по результатам моделирования вероятностной эволюции.

Таким образом, задачи формирования и эволюции семейств астероидов являются ключевыми для характеристики наблюдаемых свойств комплекса малых тел Солнечной системы.

Благодарность

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-22-00143, <https://rscf.ru/project/24-22-00143/>.

Литература:

1. Hirayama K. Groups of asteroids probably of common origin // *The Astronomical Journal*. 1918. 31. P. 185–188.
2. Pravec P., Vokrouhlický D., Polishook D. et al. Formation of asteroid pairs by rotational fission // *Nature*. 2010. 466. P. 1085–1088.
3. Jacobson S.A., Scheeres D.J. Dynamics of rotationally fissioned asteroids: source of observed small asteroid systems // *Icarus*. 2011. 214. P. 161–178.
4. Vokrouhlický D., Pravec P., Ďurech J. et al. The young Datura asteroid family: Spins, shapes and population estimate // *Astronomy and Astrophysics*. 2017. 598. Id. A91.
5. Pravec P., Fatka P., Vokrouhlický D. et al. Asteroid clusters similar to asteroid pairs // *Icarus*. 2018. 304. P. 110–126.
6. Nesvorný D., Roig F., Vokrouhlický D., Brož M. Catalog of proper orbits for 1.25 million Main-belt asteroids and discovery of 136 new collisional families // *The Astrophysical Journal Supplement Series*. 2024. 274. 25. P. 19.
7. Milani A., Knezevic Z. Asteroid proper elements and the dynamical structure of the Asteroid Main Belt // *Icarus*. 1994. 107. P. 219–254.
8. Šidlichovský M., Nesvorný D. Frequency modified fourier transform and its application to asteroids // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 1996. 65. P. 137–148.
9. Knežević Z., Milani A. Synthetic proper elements for Outer Main Belt Asteroids // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2000. 78. P. 17–46.
10. Knežević Z., Milani A. Are the analytical proper elements of asteroids still needed? // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2019. 131. P. 27. 29.
11. Novaković B., Vokrouhlický D., Spoto F., Nesvorný D. Asteroid families: properties, recent advances, and future opportunities // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2022. 134. 34. P. 60.
12. Zappala V., Cellino A., Farinella P., Knezevic Z. Asteroid families. Identification by hierarchical clustering and reliability assessment // *The Astronomical Journal*. 1990. 100. P. 2030–2046.
13. Baluev R. V., Rodionov E. I. Analysing the Main Belt asteroid distributions by wavelets // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2020. 132. P. 1–25.
14. Carruba V., Aljbaae S., Domingos R.C. et al. Machine learning classification of new asteroid families members // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2020. 496 (1). P. 540–549.
15. Dermott S.F., Li D., Christou A.A. The common origin of family and non-family asteroids: Implications for meteorites and NEAs // *Proceedings of the International Astronomical Union*. 2020. IAUS 345. Origins: From the Protosun to the First Steps of Life. P. 281–282.
16. Nesvorný D., Brož M., Carruba V. Identification and dynamical properties of asteroid families // *Asteroids IV*. 2015. 29. P. 7–321.
17. Espy A.J., Dermott S.F., Kehoe T.J.J., Jayaraman S. Evidence from IRAS for a very young, partially formed dust band // *Planetary and Space Science*. 2009. 57(2). P. 235–242.
18. Dell'Oro A., Bigongiari G., Paolicchi P., Cellino A. Asteroid families: evidence of ageing of the proper elements // *Icarus*. 2004. 169. P. 341–356.
19. Nesvorný D., Bottke W. F., Levison H. F., Dones L. Recent origin of the solar system dust bands // *The Astrophysical Journal*. 2003. 591. P. 486–497.
20. Nesvorný D., Morbidelli A. An analytic model of three-body mean motion resonances // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 1999. 71. P. 243–271.
21. Brož M., Morbidelli A. The Eos family halo // *Icarus*. 2013. 223. P. 844–849.
22. Kuznetsov E.D., Vasileva M.A., Perminov A.S., Safronova V.S. Search for new members of young asteroid families // *Solar System Research*. 2025. 59(1). P. 8–12.
23. Kuznetsov E.D., Safronova V.S., Vasileva M.A., Perminov A.S. Constructing a scenario for the formation of the Emilkowalski family based on modeling the evolution of nominal orbits of asteroids // *Solar System Research*. 2025. 59(1). P. 10.
24. Kholshevnikov K.V., Kokhirova G.I., Babadzhanov P.B., Khamroev U.H. Metrics in the space of orbits and their application to searching for celestial objects of common origin // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2016. 462. P. 2275–2283.

АКТИВНЫЕ АСТЕРОИДЫ – ИСТОЧНИКИ МЕТЕОРОИДОВ, УГРОЖАЮЩИХ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В ОКП

Медведев Ю.Д.^{1*}

¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

* medvedev@iaaras.ru

Малые тела Солнечной системы играют важную роль в понимании путей образования и эволюции Солнечной системы. Большинство комет и астероидов образовались миллиарды лет назад в период формирования Солнечной системы. Источником метеороидов (частицы размерами от микрометров до сантиметров и массами от микрограммов до нескольких граммов) являются астероиды и кометы. Кометы выбрасывают пылевые и ледяные частицы в результате сублимации легко летучих веществ, образуя пылевые хвосты. Механизмы образования метеороидов с поверхности астероидов до сих пор однозначного объяснения не получили. Некоторые астероиды рассматриваются как угасшие кометы. Поэтому часть метеороидных роев, ассоциированных с такими астероидами, вероятно, образовались в результате сублимации. Кроме того, широко известны исследования так называемых активных астероидов, с поверхностей которых наблюдаются выбросы вещества из-за сублимации льдов в подповерхностных слоях. Астероиды, сближающиеся с Землей (AC3), нередко рассматривают как конгломераты из множества небольших блоков и мелких обломков («куча щебня»). Такие тела, раскручиваясь под действием YORP-эффекта, обязаны терять материал с поверхности под действием центробежных сил. Это тоже приводит к появлению метеороидов, имеющих орбиты, сходные с родительскими телами.

Важной составляющей задачи изучения физических и динамических параметров малых тел Солнечной системы является проблема астероидно-кометной опасности для Земли и задача обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном космическом пространстве. Для решения этой проблемы важно знать динамические и физические особенности небесных тел, представляющих опасность столкновения с Землей. Кроме того последствия столкновений зависят от формы, химического состава и скорости входа тел в земную атмосферу. На сегодня зарегистрировано более тридцати пяти тысяч объектов, сближающихся с Землей, из которых около двух с половиной тысячи являются потенциально опасными. По современным данным значительная часть этих объектов не является монолитными телами, а представляют собой множество слабо скрепленных друг с другом фрагментов, удерживаемых взаимным притяжением. В англоязычных статьях такие тела получили название “rubble pile”- куча щебня. При некоторых условиях часть фрагментов могут отделяться, образуя пылевой хвост, а значит, сближение таких тел с Землей за телом может нести угрозу для космических аппаратов. Поскольку относительная скорость столкновений велика, то даже тела миллиметрового размера могут существенным образом повредить аппаратуру космических станций.

Активизация исследований в этом направлении в нашей стране произошла, благодаря проекту по созданию системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном космическом пространстве «Млечный путь». В этой системе одной из составных частей предполагается создание средств мониторинга и оповещения о потенциально опасных для Земли и КА малых небесных телах.

Здесь я выделяю работы, проводимые М.Ю. Ховричевым в рамках проекта РНФ «Изучение маломассивной фракции метеорных роев, ассоциированных с астероидами, сближающимися с Землей». Обширные и всесторонние исследования, проводимые Б.М.Шустовым и Р.В. Золотарёвым, одним из результатов которых явилась кандидатская диссертация Р.В. Золотарёва «Некоторые особенности динамики ансамблей малых тел, сближающихся с Землёй», а также работы, проводимые в ИПА РАН Ю.А. Чернетенко, С.Р. Павловым и Ю.Д. Медведевым.

РЕЗУЛЬТАТЫ АСТЕРОИДНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В ПРОЕКТЕ ИСОН В 2024 Г.

Молотов И.Е.^{1*}, Еленин Л.В.^{1,2}, Абдельазиз А.М.³, Мо Ф.⁴, Тунгалаг Н.⁵

¹ – ООО «Малое инновационное предприятие «ИСОН Баллистика-Сервис»,
Москва, Россия

² – Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

³ – Национальный исследовательский институт астрономии и геофизики,
Каир, Египет

⁴ – Обсерватория Пурпурной горы Китайской академии наук, г. Нанкин, Китай

⁵ – Институт астрономии и геофизики АН Монголии, Улан-Батор, Монголия

* im62@mail.ru

Введение.

Освоение и исследования околоземного космического пространства привело к открытию нового подкласса тел Солнечной системы – астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ). АСЗ, не только важны для изучения раннего этапа формирования Солнечной системы, но и представляют серьезную опасность для человечества, поскольку могут катастрофически воздействовать на Землю. Поиск новых АСЗ, а также изучение их орбитальных и физических свойств, может дать полезную информацию об их происхождении, эволюции, а также планетарной защите. Для решения подобных задач необходим научный инструмент в виде географически разнесенной сети оптических телескопов. Попыткой создать подобный инструмент стал инициативный проект ИСОН, реализуемый за счет грантов и хоздоговоров с 2004 г.

Направления астероидных исследований проекта ИСОН.

В рамках проекта ИСОН в 2008 году была организована подсистема телескопов для наблюдений астероидов [1]. Были разработаны новые телескопы апертурой 40–50 см, модернизированы или оснащены фотоприемной аппаратурой несколько существующих телескопов апертурой более 60 см. В дополнение астероидные наблюдательные программы ИСОН реализуются на более крупных телескопах, время которых получается по научным заявкам. Астероидные исследования проводятся по пяти основным направлениям – поиск и обнаружение новых АСЗ малыми обзорными телескопами [2], оперативный подхват новых открываемых объектов [3], исследование физических свойств новых АСЗ, изучение двойных астероидов [4], проведение классификации АСЗ по их фотометрическим показателям цвета. В 2024 г. наблюдения АСЗ проводились с помощью двух телескопов проекта ИСОН – 40-см ОРИ-40 с полем зрения 2,3x2,3 градуса, установленном в обсерватории Хуралгот, Монголия, код MPC 075 (обсерватория расположена на высоте 1600 м в 15 км от Улан-Батора) и 1,88 м телескопе Цейсс с полем зрения 8x8 минут, установленном в обсерватории Коттамия, Египет, код MPC 088 (обсерватория находится на высоте 450 м в 80 км к востоку от Каира). На 40-см телескопе 075 выполнялась обзорная программа поиска АСЗ по новой методике работы с анализом десятков и сотен коротких последовательных экспозиций. Сложение полученных кадров по случайным векторам движения потенциальных АСЗ позволяет увеличить рабочее проницание обзорного инструмента, что дает возможность использовать для этой задачи телескопы малых и средних апертур. Помимо этого, данная техника позволяет более эффективно обнаруживать быстрые АСЗ, с угловыми скоростями движения в десятки угловых секунд за минуту. Астрометрические и фотометрические наблюдения АСЗ выполнялись на 1,88 м телескопе 088 с использованием фильтров BVRI.

Результаты наблюдений астероидов, полученные в 2024 г.

Удаленным астероидным обзором на базе 40-см телескопа О75 в Монголии было открыто 2 новых АСЗ. За хорошую ночь телескоп перекрывает до 200 квадратных градусов неба с проницанием до 19,5 зв. вел. Кадры перекачиваются в Москву и здесь на сервере оперативно обрабатываются. В ночь с 10 на 11 марта был открыт околоземный астероид 2024 EB3 семейства Атон при сложении 30 кадров с экспозицией по 20 секунд. АСЗ был обнаружен уже на отлетной траектории от Земли. Максимальное сближение произошло 9 марта на расстояние примерно в 4,8 млн км. В момент обнаружения он имел блеск 17,8 зв. вел., что соответствует размеру 30-70 метров. При этом орбита 2024 EB3 обладает нетипичным для астероидов наклонением - более 33 градусов. Среди Атонов подобных объектов с таким большим наклонением менее 100. В ночь с 3 на 4 апреля был открыт АСЗ 2024 GF семейства Аполлона при сложении 30 кадров с экспозицией по 20 секунд. АСЗ был открыт на подлетной траектории за сутки до момента максимального сближения на расстояние в 1,7 млн. км от Земли. Блеск при открытии составлял 19 зв. вел., что соответствует размеру 10-20 м, объект двигался с угловой скоростью 22''/мин. Это был уже 4 АСЗ, открытый этим астероидным обзором и 22 АСЗ, обнаруженный в проекте ИСОН.

Астрометрические наблюдения по АСЗ до 22 зв. вел., выполняемые на базе 1,88 м телескопа 088 в Египте, проводились по заявкам обсерватории Пурпурной горы Китайской академии наук и Европейского космического агентства. Всего были получены измерения по 18 астероидам и 5 кометам (результаты вошли в 23 циркуляра MPEC). Также была подтверждена кометная природа объекта X85042, получившего наименование C/2025 A3 (Tsuchinshan). Фотометрические наблюдения проводились в том числе по заявкам обсерватории Пурпурной горы Китайской академии наук и Астрономического института Академии наук Чешской Республики. В рамках программы классификации АСЗ по их фотометрическим показателям цвета были выполнены наблюдения 86 объектов, из которых удалось классифицировать 75. Большинство из них были отнесены к S-комплексу (38), в то время как на C- и X-комplekсы пришлось 20 и 17 объектов соответственно (см. Рис. 1). Пример полученной кривой блеска для АСЗ 2024 NS1 приведен на Рис. 2. Период вращения для него определен в 13,44 минуты.

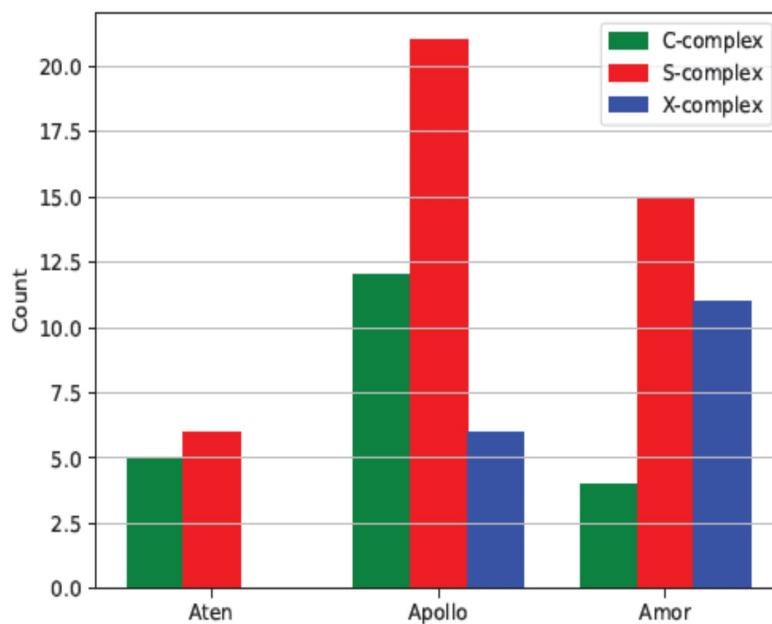


Рисунок 1. Распределение выборки околоземных астероидов по спектральным классам и динамическим группам

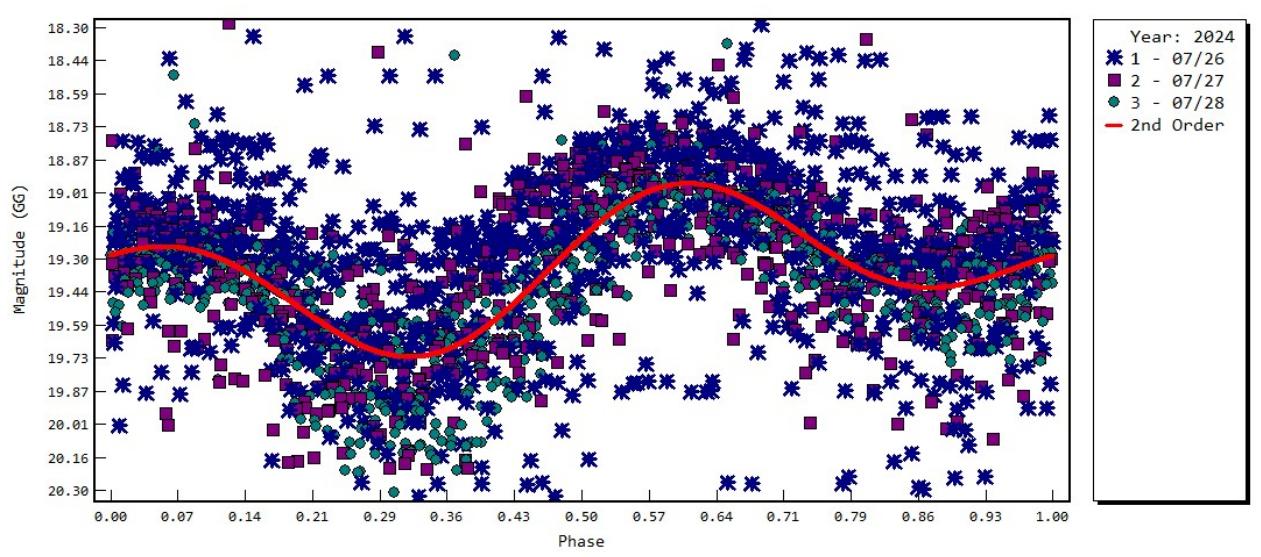


Рисунок 2. Кривая блеска для АСЗ 2024 NS1

Литература:

1. Молотов И.Е., Еленин Л.В., Шильдкнехт Т. и др. Наблюдения астероидов и космического мусора в проекте НСОИ АФН // Научные труды ИНАСАН. 2020. 5 (1). С. 13-16.
2. Еленин Л.В., Круглый Ю.Н., Молотов И.Е. и др. Роботизированный астероидный обзор сети ISON, поиск АСЗ и комет из обоих полушарий Земли // Экологический вестник научных центров ЧЭС. 2017. 4 (2). С. 110-116.
3. Чжоу Х., Ли Б., Круглый Ю.Н. и др. Задачи и результаты астероидных исследований в проекте ИСОН // Научные труды ИНАСАН. 2022. 7 (2). С. 123-128.
4. Molotov I.E., Krugly Yu.N., Elenin L.V. et al. Search and study of the space debris and asteroids within ISON project // Anais da Academia Brasileira de Ciências. 2021. 93 (1). Id. e20200145.

ТОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ ФОТОМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ В МЕТЕОРНОЙ ПЗС-АСТРОНОМИИ

Жабин В.С.^{1*}, Муртазов А.К.^{1**}

¹ – Рязанский государственный университет имени С.А. Есенина, Рязань, Россия

^{*} slavkaj@yandex.ru, ^{**} a.murtazov@rsu_rzn.ru

Метеорные явления являются быстропротекающим процессом. При геоцентрической скорости движения метеороидов до ≈ 72 км/с угловая скорость их движения на небесной сфере весьма высока. Например, геоцентрическая скорость частиц в наиболее известном метеорном потоке Персеиды составляет ≈ 60 км/с. На небесной сфере скорость Персеид достигает 27 град/с. Оптической системой с $1/2''$ ПЗС и 8-мм объективом метеор будет зафиксирован \sim на 8 пикселях на каждом кадре.

Нами используется одна из наиболее распространенных в мире при мониторинге метеорных явлений $1/2''$ ПЗС-камера *Wattec-902H* на базе матрицы *ICX-249AL ExView* компании *Sony* [2, 4]. Точность фотометрических оценок блеска метеоров и вероятность регистрации слабых движущихся объектов являются определяющими при ее эксплуатации.

Предельная звездная величина $m_{\text{пред.}}$ регистрируемых объектов зависит от эффективного диаметра телескопа D , квантовой эффективности приемника Q , размеров изображения звезды на матрице r , времени накопления τ , принятого значения отношения сигнала к шуму SNR , а также от яркости фона неба m_ϕ [3]

$$m_{\text{пред.}} = m_\phi + 2.5 \lg \frac{D\sqrt{Q\tau}}{(SNR)r}. \quad (1)$$

Однако, при фотометрии на единичных фреймах время накопления τ резко уменьшается (для чересстрочных камер до 0,02 с), вследствие чего линейная область соотношения « $\log SNR$ – блеск m » резко сужается [6]. Ошибки измерения блеска в области предельных значений увеличиваются, а адекватные измерения блеска ярких объектов становятся невозможными.

В табл. 1 приведены данные о зависимости « $\log SNR$ – блеск m » на одном фрейме для системы из чересстрочной ПЗС-камеры *Wattec-902H* и объектива *Computar HG0808AFCS* с полем зрения $45\times 34^\circ$.

Таблица 1

Проникающая способность ($SNR=1$), m	Область линейной зависимости, m	Ошибки измерений, m		
		Линейная часть, m	Предельный блеск, m	Яркие объекты, m
4.0÷4.5	3.0÷-1.5	0.05-0.07	0.7	>1.5

Для звезд, находящихся на пределе видимости, практически отсутствует линейность между звездными величинами звезд и их измеренными яркостями на кадре, что не позволяет с достаточной точностью проводить измерения на пределе чувствительности. Таким образом, проникающая способность здесь составляет 4.0-4.5^m с достаточно большой дисперсией [6].

Наиболее уверенно фотометрия метеоров осуществляется для событий от 2.5 до 0.0 звездной величины при линейности характеристики в области $3.0 \div -1.5^m$.

В случае более ярких объектов линейность нарушается. Объекты занимают все большее пространства на матрице, правило Найквиста не выполняется, начинают действовать эффекты взаимозасветки пикселов [3]. В результате ошибки измерения блеска резко увеличиваются, произвести оценку блеска становится невозможным.

На рис. 1 (левый) показан зарегистрированный в 2013 г. болид. В правом нижнем углу кадра расположена Вега ($V=0.0^m$), внизу в центре – Денеб ($V=1.2^m$). По визуальным оценкам болид имел блеск, сравнимый с блеском Луны (-12^m), измерить который инструментальными методами с достаточной точностью невозможно.

На рис. 1 (правый) в центре кадра Юпитер ($V=-2.3^m$), слева Марс ($V=0.4^m$) и справа Альдебаран ($V=0.85^m$) в 2025 г. Достоверную оценку блеска Юпитера провести также не представляется возможным.

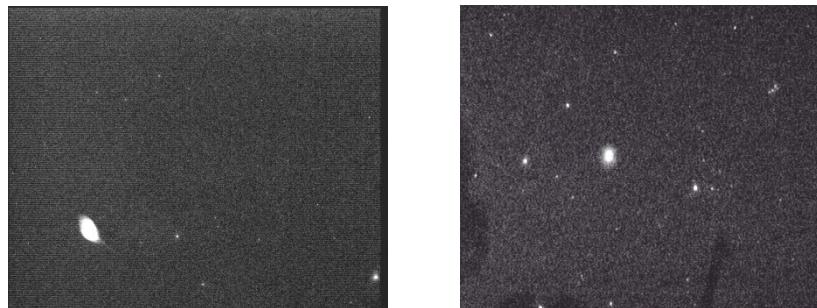


Рисунок 1. Изображение яркого болида (слева) и Юпитера на единичном фрейме

В метеорной астрономии вероятность регистрации метеоров (срабатывание аппаратуры при пролете метеора в кадре) характеризует надежность регистрации метеорных явлений.

На рис. 2 [1] приведены результаты оценки вероятности регистрации быстролетящих метеоров потока Персеиды ($v \approx 60$ км/с) пакетом программ UFO фирмы SonotaCo [7] для различных порогов регистрации (срабатывания H). Вероятность регистрации достигает высоких значений начиная с линейной части фотометрической кривой ПЗС-камеры от приблизительно второй звездной величины и ярче и резко уменьшается при приближении к порогу регистрации. При высоком пороге регистрации система достаточно надежно регистрирует наиболее яркие объекты, сравнимые с ярчайшими звездами.

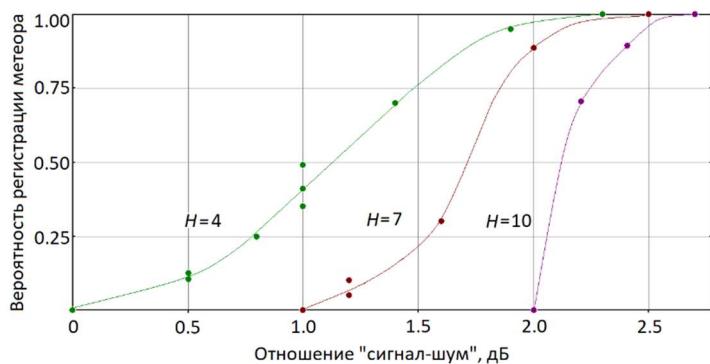


Рисунок 2. Вероятность обнаружения метеора на одном фрейме при различных порогах срабатывания

Таким образом, можно отметить [5, 6], что в отличие от различных систем усиления яркости изображения (ЭОПов) для регистрации слабых объектов, ПЗС-камеры не дают возможности регистрировать слабые метеоры с коротким следом, однако способны получать большие ряды наблюдений метеоров «среднего» блеска. Причем, ошибки при фотометрии как очень слабых, так и очень ярких метеоров, весьма значительны.

Литература:

1. Жабин В.С., Муртазов А.К. Надежность регистрации быстролетящих объектов ПЗС-системой в метеорной астрономии // Надежность и качество сложных систем. 2025. 1.
2. Мониторинг загрязнений околоземного пространства оптическими средствами / [Муртазов А.К.] – Рязань: РГУ имени С.А. Есенина, 2010. – 252 с.
3. Harris A. W. Evaluation of CCD systems for Near-Earth-Object surveys // Abstracts of the Lunar and Planetary Science Conference. 1995. 26. P. 551.
4. Jenniskens P., Gural P.S., Dynneson L., Grigsby B.J., Newman K.E., Borden M., Koop M., Holman D. CAMS: Cameras for All-sky Meteor Surveillance to establish minor meteor showers // Icarus. 2011. 216. P. 40-61.
5. Koseki M., Ueda M. and Shigeno Y. What is the difference between image intensifier and CCD meteors? III. How do meteor showers look like by image intensifiers and by CCD? // WGN, the Journal of the IMO. 2010. 38 (5). P. 145-160.
6. Murtazov A.K., Efimov A.V. Measurements of CCD optical linearity for magnitude determination during meteor observations. // Proceedings of International Meteor Conference. Egmond, the Netherlands, June 2-5. 2016. P. 202-204.
7. SonataCo Software. URL: http://sonotaco.com/soft/e_index.html (Дата обращения: 25.04.2025)

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ, АСТРОМЕТРИИ И ФОТОМЕТРИИ АСТЕРОИДОВ

Назаров С.В.^{1*}, Чернышев А.С.², Кривенко А.С¹, Харченко А.В.³

¹ – Крымская астрофизическая обсерватория РАН, Научный, Россия

² – АО Нева Электроника, Великий Новгород, Россия

³ – АО «Центр Новых Технологий Электро Энергетики», Санкт-Петербург, Россия

* astrotourist@gmail.com

Специализированные телескопы, такие как Siding Spring Survey, CSS, Mt. Lemmon, Pan-STARRS и другие, обнаружили сотни тысяч астероидов в главном поясе и десятки тысяч околоземных объектов. Однако, значительное количество астероидов по-прежнему остается неоткрытыми и неисследованными из-за малых размеров, низкой отражательной способности или сравнительно быстрого движения. Например, астероиды диаметром в десятки или единицы метров могут быть наблюдаемы на большинстве обзорных телескопов лишь во время близкого пролета у Земли.

Большинство крупных поисковых обзоров, обнаруживающих львиную долю неизвестных объектов, делают только единичные оценки блеска. Поэтому периоды и амплитуды изменения яркости известны лишь для крайне ограниченного числа астероидов. Между тем изучение вращения астероидов позволяет уточнить их размер и массу и наложить ограничения на структуру и среднюю плотность. Считается, например, что большинство астероидов с периодами вращения меньше 2 часов должны быть единым объектом, а не «грудой щебня». Эти параметры имеют ключевое значение для исследований в области происхождения и эволюции астероидов, оценки энерговыделения при падении астероида на Землю, а также для планирования космических миссий к таким объектам, в том числе и с целью разработки полезных ископаемых.

В рамках экспериментальной программы открытия и исследования малых тел Солнечной системы, проводящейся в КрАО на телескопе «Синтез», было разработано специализированное поисковое программное обеспечение (ПО) на языке Matlab [1]. Оно позволяет обнаруживать известные и неизвестные астроиды в полуавтоматическом режиме. Специфика поиска астероидов заключается в том, что они сравнительно быстро перемещаются. Этот фактор сильно ограничивает максимальную выдержку кадра с которой объект будет оставаться резким при гидировании со звездной скоростью, а значит и доступный блеск объекта для телескопа с фиксированной апертурой.

Суммированием снимков можно преодолеть ограничение по предельной звёздной величине. Наши эксперименты показали, что при увеличении количества сложенных кадров в 6.3 раза проницающая сила увеличивается примерно на 1m.

Суммирование кадров для движущихся объектов будет эффективно только со сдвигом в направлении их движения. При поиске неизвестных астероидов у нас нет точной информации про их скорость и направление движения. Поэтому снимки приходится суммировать в широком диапазоне перебираемых скоростей и направлений. В этом и заключается суть метода синтетического трекинга.

С целью определения периода, амплитуды и ошибки измерения этих параметров для всех малых тел Солнечной системы в кадре мы доработали поисковое ПО.

Программа работает следующим образом:

1. После завершения съемки выбранной площадки автоматически выполняется сложение кадров методом синтетического трекинга и астрометрия [1].

2. С сайта MPC скачивается список известных объектов в окрестности нашего поля. Отбираются объекты, которые точно попадают в поле и удовлетворяют ограничениям по

блеску. Скачиваются все астрометрические измерения по каждому из них и рассчитываются эфемериды объектов при помощи ПО Findorb.

3. Рассчитываются psf-функции одиночных кадров, причем каждый разбивается на ~300 областей. По каждой делается поиск звезд и вычисление psf.

4. Определяются координаты и блеск звезд по усредненному кадру, строится карта psf. Эти данные используются для построения маски звезд на одиночных кадрах.

5. При помощи каталога Gaia DR3, используя библиотеку MAAT для Matlab, вычисляется астрометрическая и фотометрическая редукция областей одиночных кадров вокруг объектов. Используются psf-функции и эфемериды. Для ярких объектов делается апертурная фотометрия

6. Определяется блеск объектов, погрешность считается по статистике измерений. По опорному каталогу и усредненному кадру строится маска звезд. Измерения объекта, расположенного близко к маске, отбрасываются. Основная часть кода написана на Matlab. Для автоматической закачки информации из баз данных используется программа Curl.

Инструменты

С 2022 года ведутся наблюдения на малом инструменте системы Ньютона, установленном на монтировке телескопа “Синтез” в Крымской астрофизической обсерватории РАН [2].

Параметры:

- Диаметр зеркала 350 мм
- Фокусное расстояние 1500 мм.
- Основная камера QHY600-M на чипе IMX455
- Угловое поле зрения 82x55'
- Масштаб изображения 0.51 "/пикс
- Управляемое колесо фильтров CFW3L 9x50 мм
- Набор фотометрических фильтров CHROMA g, r, i, z + парфокальный L-фильтр
- Рефрактор-гид DeepSky 90/500 мм и камера ZWO Asi 183 mm Pro

В 2024 году парк телескопов пополнился 280 мм Шмидтом-Кассегреном Celestron C11. Он снабжён корректором Starizona HyperStar, электрофокусером, гидом и камерой Player One с матрицей Sony imx455 и обладает светосилой 1/1.9 с полем зрения 9.3 кв. градуса.

Параметры:

- Диаметр зеркала 280 мм
- Фокусное расстояние 540 мм.
- Основная камера Player One Zeus на чипе IMX455
- Угловое поле зрения 3.7x2.5 градуса
- Масштаб изображения 1.4 "/пикс
- Рефрактор-гид 60/240 мм и камера ZWO Asi 178 mm

Для оценки фотометрических возможностей ПО в реальных условиях, мы провели съемку ряда площадок на 280 мм телескопе C11 Hyperstar, без фильтра, с выдержкой по 2 мин. На каждой площадке мы обнаружили от 5 до 15 неизвестных астероидов и от 200 до 300 известных с блеском в диапазоне 16-21^m.

Для всех объектов получили графики изменения блеска, оценили амплитуды и ошибку измерения блеска. На рис.1 показан пример графика изменения блеска за съемку длительностью 6 часов для астероида 889 Блеск 15.5^m, амплитуда 0.5^m, ошибка 0.05^m.

Анализ показал, что точность фотометрии значительно повышается, если для объектов ярче 13-14^m использовать апертурную фотометрию, а для более слабых psf-фотометрию. При таком режиме минимизируются инструментальные эффекты, связанные с неодинакостью форм ярких звезд и при этом увеличивается предел по фотометрии для более слабых.

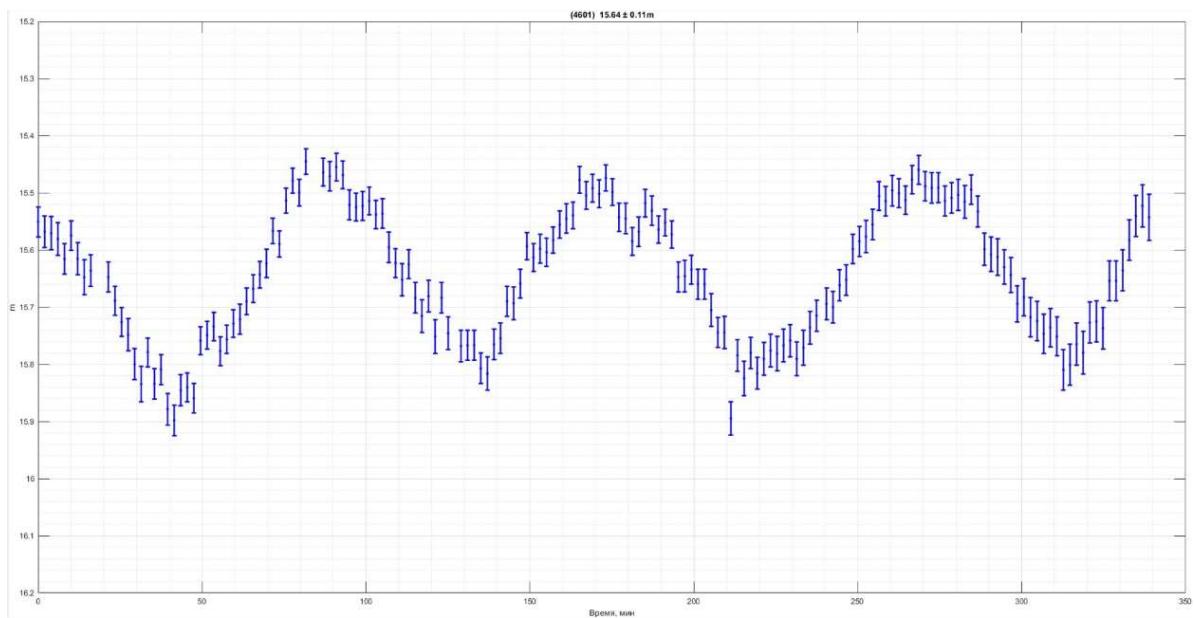


Рисунок 1. Пример фотометрии быстровращающегося астероида 15^m.

Результаты:

Разработано ПО для автоматического обнаружения, астрометрии и фотометрии всех астероидов в кадре.

Определены ошибки астрометрии: например, для объекта 18^m типичная ошибка составляет 0.4" на 280мм телескопе и 0.25" на 350мм телескопе.

Ошибка фотометрии для той же звездной величины на 280мм телескопе составляет 0.1m.

Обнаружены 1010 новых астероидов, из которых:

- Два троянца Юпитера 2023 QW121 и 2025 BG14.
- Два околоземных семейства Amor: 2022 YT10, 2024 GV4.
- Один из семейства Hungaria 2023 QD4.
- Один из семейства Фокея 2024 YD4.
- Один околоземный из семейства Aten 2024 PV3.

Планы:

Авторы планируют продолжить работы по обнаружению неизвестных объектов и регулярный фотометрический мониторинг как известных, так и неизвестных объектов.

Предполагается загрузка результатов в международную базу данных [3] и сравнение результатов по известным объектам.

Ожидается фотометрия в отдельных фотометрических полосах для выявления особенностей на поверхности.

Литература:

1. Назаров С. В., Чернышев А. С. // Поиск неизвестных астероидов на телескопе «Синтез» // Физика космоса: Труды 50-й Международной студенческой научной конференции, Екатеринбург: Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, 2023. С. 404-407.
2. Назаров, С. В. Модернизация телескопа "Синтез" в Крымской астрофизической обсерватории // Ученые записки физического факультета Московского университета. 2022. 4. С. 2240204.
3. Asteroid Lightcurve Data Exchange Format. URL: <https://alcdef.org/> (Дата обращения: 25.04.2025)

МУЛЬТИАПЕРТУРНЫЕ ТЕЛЕСКОПЫ ИНАСАН ДЛЯ ЦЕЛЕЙ АКО

Наливкин М.А.^{1*}, Шмагин В.Е.¹, Ибрагимов М.А., Шугаров А.С.¹

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* mnalivkin@inasan.ru

Современная практическая трактовка проблемы астероидно-кометной опасности показывает, что на разумной шкале времени 100 лет наибольшую опасность представляют тела размером 10-50 м. Такие тела возможно массово обнаруживать только на расстояниях, не превышающих несколько миллионов км. Минимальное время подлета к Земле при таких дистанциях обнаружения составляет несколько суток.

В ближайшие десятилетия не представляется возможным создать полный каталог тел размером 10-50 м. Обнаружение таких тел, не поддающихся каталогизации, на небольших дистанциях от Земли принято называть «ближней модой» обнаружения, в зарубежной литературе используется термин «Last alert system» [1].

Для работы в ближней моде кроме достаточной проникающей силы особенно важна скорость обзора. В последние годы активно развивается направление мультиапертурных телескопов, сочетающих гигантское поле зрения с достаточно солидной проникающей силой. На международных конференциях обсуждается перспективные мультиапертурные телескопы, в частности и мультиапертурный вариант ATLAS-Teide.

Зачастую такой подход оказывается более дешевым по сравнению с более крупным одноапертурным телескопом, поскольку стоимость телескопа растет в степенной зависимости от его апертуры, а телескопы более мелких апертур и детекторы меньших форматов часто доступны в виде серийных коммерческих продуктов. Несколько телескопов на общей монтировке могут быть направлены на одно поле (оптические оси параллельны), либо оптические оси могут быть разведены под углом друг к другу, с целью наблюдения мозаичной площадки большей площади. С этой целью каждый телескоп должен иметь привод отклонения оптической оси между двумя заданными положениями. Такой подход позволяет быстро переключаться между двумя режимами обзора:

- быстрый обзор с меньшим проницанием;
- глубокий обзор, но с меньшей производительностью.

Второе преимущество мультиапертурного телескопа – возможность установки на каждый телескоп различных фильтров. Это позволяет в соосном режиме проводить наблюдения одновременно в нескольких спектральных полосах.

В докладе представлены несколько предложений ИНАСАН по мультиапертурным системам для работы в ближней моде для обнаружения 10-50 м тел вблизи Земли:

- Прототип системы INF (2 x 25 см) (в стадии строительства) [2]
- Кластерный телескоп 4 x RASA 11 (в стадии испытаний) [3]
- Мультиапертурная система 4 x ИНАСАН 65см F:1.5 (проект)

Для задачи АКО наиболее перспективной видится мультиапертурная система 4 x ИНАСАН 65 F:1.5, поскольку она одновременно обеспечивает высокое проницание (19^m) и темп обзора (более 10 тыс. кв. гр за час при экспозиции 10 с). Данная система обеспечит обнаружение опасных небесных тел размером 10 м на расстояниях около 1.5 млн. км от Земли, 50 м тел на расстояниях до 5 млн. км.

Наличие 4-х наблюдательных пунктов в северном и южном полушариях, оборудованных мультиапертурными системами 4 x ИНАСАН 65 F:1.5, позволит достаточно полно решить задачу обнаружения ночных 10 м тел в ближней моде на ночном небе.

Мультиапертурный телескоп 4 x ИНАСАН 65 F:1.5 может быть предложен в качестве основы для российской национальной системы обнаружения опасных тел декаметрового размера (10-50 м) в ближней моде.

Литература:

1. Licandro J., Tonry J., Alarcon M.R., Serra-Ricart M., Denneau L. ATLAS-Teide: the next generation of ATLAS units for the Teide Observatory. 2nd NEO and Debris Detection Conference, held in Darmstadt, Germany, from 24-26 January, 2023. Id. 2 URL: <https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/packages> (Дата обращения: 25.04.2024)
2. Shugarov A., Nalivkin M., Naroenkov S., Savanov I. INASAN NEO finder (INF) project // Contributions of the Astronomical Observatory Skalnaté Pleso. 2019. 49 (2). P. 293-300.
3. Ibrahimov M.A., Nalivkin M.A., Shugarov A.S., Bisikalo D.V., Ehgamberdiev Sh.A. // INASAN Science Reports. 2023. 8 (4). P. 195-203.

МУЛЬТИАПЕРТУРНЫЕ ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ ТЕЛЕСКОПЫ ИНАСАН

Наливкин М.А.^{1*}, Нароенков С.А.¹, Ибрагимов М.А.¹, Карташова А.П.¹

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* mnalivkin@inasan.ru

Обзорные мультиапертурные телескопы, в которых вместо одного крупного широкоугольного телескопа с мозаичным детектором используется несколько меньших телескопов, установленных на общей монтировке, получают всё большее распространение. В качестве примера можно привести второе поколение телескопов системы ATLAS [1], DDOTI [2], предложения ИНАСАН по созданию мультиапертурного телескопа INF [3]. Такой подход оказывается более экономичным и быстрым в реализации, поскольку стоимость телескопа растет в степенной зависимости от его апертуры, а телескопы с апертурой до 0.6м, детекторы излучения для них и монтировки доступны в виде серийных коммерческих продуктов высокого и стабильного качества.

В рамках грантовой поддержки Минобрнауки РФ, в ИНАСАН создаётся 2 близких по задачам и характеристикам мультиапертурных широкоугольных телескопа, предназначенных для проведения многополосных обзоров всего неба и фотометрического мониторинга выбранных объектов. Основная идея новых инструментов - обзор одной небесной площадки одновременно в 4-х фотометрических полосах одну экспозицию.

В докладе обсуждаются цели и задачи проекта, приводятся основные технические характеристики мультиапертурных фотометрических широкоугольных телескопов, и их отличительные характеристики.

4-х канальный мультиапертурный фотометрический широкоугольный телескоп будет обеспечивать:

- фотометрические измерения объектов на поле $3.3^{\circ} \times 2.2^{\circ}$ с точностью до 0.005^m СКО ярче 16^m одновременно в спектральных полосах UBVR или BVRI;
- астрометрические измерения объектов ярче 19^m с точностью 0.15-0.20 угл. с.;
- обнаружение околоземных объектов ярче 19^m с экспозицией 30с и отношением SNR = 3 (данные будут уточнены).

Конфигурация оборудования новых телескопов выбрана авторами независимо, до публикации 2-го поколения телескопов проекта ATLAS [1], и включает в себя четыре одинаковых широкоугольных телескопа Celestron RASA11" на общей монтировке, рисунок 1.

В конфигурацию мультиапертурного фотометрического телескопа входят:

- вилочная экваториальная монтировка с прямым приводом и абсолютными энкодерами Astrosib FMDD-700, обеспечивающая быстрое наведение на объект со скоростью 10 гр./с, и точное звёздное ведение без необходимости гидрования;
- широкоугольный телескоп Celestron RASA11" с блендой и управляемой крышкой (4 шт.);
- приёмник излучения ZWO ASI6200MM (4 шт.);
- фокусер ZWO 5V-EAF (4 шт.);
- адаптер Baader UFC для установки фильтра 50x50 мм (4 шт.), в исполнении I;
- селектор фильтров прямого фокуса, в исполнении II;
- комплект фотометрических светофильтров UBVR или BVRI;
- управляющий компьютер;
- сервер-вычислитель с графическим ускорителем и система хранения данных;
- программный комплекс, обеспечивающий получение, обработку и хранение информации;
- астрономический автоматизированный павильон.

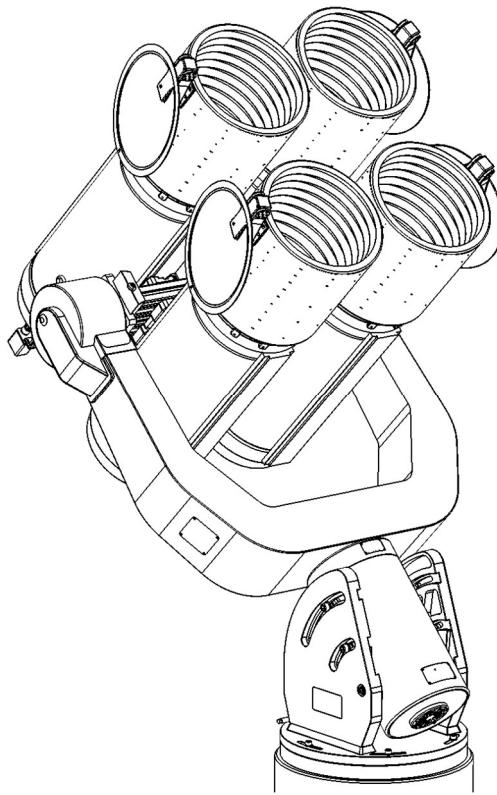


Рисунок 1. Мультиапертурный фотометрический телескоп ИНАСАН 4xRASA11".

Четыре телескопа Celestron RASA11" апертурой 27,9 см, направленные в одно поле зрения, в составе кластера эквивалентны одному телескопу с эффективной апертурой 56 см.

Отличительной особенностью второго мультиапертурного телескопа является новый, разработанный авторами, селектор фильтров прямого фокуса, не вносящий дополнительного центрального экранирования в систему, благодаря которому гибко выбирается конфигурация фильтров телескопа и появляется возможность наблюдать в интегральном свете с максимальным проницанием.

Первый мультиапертурный фотометрический телескоп ИНАСАН 4xRASA11" собран в конце 2024г в Звенигородской обсерватории ИНАСАН и проходит испытания, второй будет собран в конце 2025г, в соответствии с планом. Далее, отлаженные мультиапертурные фотометрические телескопы планируется установить в Кисловодской обсерватории ИНАСАН с хорошим астроклиматом.

Литература:

1. Licandro J., Tonry J., Alarcon M.R., Serra-Ricart M., Denneau L. ATLAS-Teide: the next generation of ATLAS units for the Teide Observatory. 2nd NEO and Debris Detection Conference, held in Darmstadt, Germany, from 24-26 January, 2023. Id. 2. URL: <https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/packages>. (Дата обращения: 25.04.2025)
2. A. M. Watson, W. H. Lee, E. Troja, C. G. Roman-Zuniga. DDOTI: the deca-degree optical transient imager et al. // SPIE Conference Series (Observatory Operations: Strategies, Processes, and Systems VI, A. B. Peck, R. L. Seaman, and C. R. Benn, eds.). 2016. 9910. Id. 9910G.
3. Ibrahimov M.A., Nalivkin M.A., Shugarov A.S., Bisikalo D.V., Ehgamberdiev, Sh.A. // INASAN Science Reports. 2023. 8 (4). P. 195-203.

ЗАВИСИМОСТЬ ШКАЛЫ РАДИОВЕЛИЧИНЫ ОТ СКОРОСТИ МЕТЕОРОВ

Нарзиев М.^{1*}¹ – Институт астрофизики Национальной академии наук Таджикистана, Душанбе,
Республика Таджикистан

* mirhuseyn_narzi@mail.ru

Связь между оптической яркостью и свойствами ионизированного следа и, в частности, определение шкалы радио величины метеоров, по данным одновременным оптическим и радиолокационным наблюдениям изучалась в ряде исследовательских центров. Однако, в большинстве работ предлагается корреляция между звездной величиной и величиной линейной электронной плотности для лишь средних значений скоростей метеоров. Вопрос зависимости шкалы радио величины от скорости остается открытым. В докладе представлены результаты исследования зависимости логарифма отношения интенсивности свечения I_ϕ к линейной электронной плотности q от скорости на основании результатов симультанных оптических (фотографических, телевизионных) и радиолокационных наблюдений метеоров в Душанбе, данные аналогичных наблюдений более слабых ($4 < m < 8$) и низкоскоростных метеоров ($10 < V < 36$ км/с) в Кембридже (штат Массачусетс), результаты параллельных фото-радиолокационных наблюдений в Душанбе и Джодрелл-Бэнк, а также результаты видео-радиолокационных наблюдений метеоров в Оттаве. Результаты расчёта приведены в Табл.1., в следующей последовательности: в первой строке - ΔV – диапазон скоростей, во второй приведены средние скорости, в третьей дано значение $\log \frac{I}{q}$, в четвёртой строке приведено число метеоров и в пятой M_r - значение радиовеличины.

Таблица 1 – Зависимость шкалы радиовеличин от скорости метеоров

ΔV , км/с	10 -20	20 -30	30 -40	40 -50	50 -60	60 -70	70-80
V , км/с	16.8 ± 0.6	25.1 ± 0.6	34.5 ± 0.5	43.0 ± 0.4	56.9 ± 0.4	63.9 ± 0.5	73.2 ± 1.1
$\lg I/q$	-3.5 ± 0.2	-3.9 ± 0.2	-4.2 ± 0.2	-4.7 ± 0.2	-4.7 ± 0.1	-4.9 ± 0.1	-5.0 ± 0.2
N	11	26	44	37	27	36	11
M_r	33.0	34.2	34.3	36.0	36.1	36.4	36.8

Таким образом, из полученных результатов, очевидно, что шкала радиовеличины зависит от скорости метеоров.

ТЕЛЕСКОП RC-500 РОССИЙСКО-КУБИНСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ ДЛЯ ЗАДАЧ
ФОТОМЕТРИИ И СПЕКТРОСКОПИИ СРЕДНЕГО РАЗРЕШЕНИЯ

Нароенков С.А.^{1*}, Наливкин М.А.¹, Ибрагимов М.А.¹

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* snaroenkov@inasan.ru

В конце 2024 года в рамках совместных работ ИНАСАН и Института геофизики и астрономии Республики Куба, для расширения возможностей совместной Российской-Кубинской обсерватории, на территории Кисловодской обсерватории ИНАСАН установлен астрономический комплекс на основе телескопа Астросиб RC-500. Кисловодская обсерватория ИНАСАН находится в 40 км от Кисловодска, на плато Шаджатмаз, в местности с хорошим астроклиматом на высоте 2100м. В настоящее время на территории Кисловодской обсерватории ИНАСАН установлены три купола диаметром 4,5м на ферменных опорах, для размещения телескопов средней апертуры, купол диаметром 2,86 м для робот-телескопа малой апертуры, а также два лабораторных модуля для размещения научного оборудования и обслуживающего персонала.

Астрономический комплекс [1] предназначен для проведения астрометрических, фотометрических и спектральных наблюдений выбранных объектов. Фотография телескопа с установленным научным оборудованием приведена на рисунке 1.



Рисунок 1. Телескоп Астросиб RC-500 с научным оборудованием.

На телескопе будут проводиться фотометрические наблюдения переменных звёзд и астероидов, транзитные наблюдения звёзд с экзопланетами и других транзиентных событий с блеском до 19^m. Малый шум считывания и высокая скорость считывания применённого детектора излучения позволяют исследовать кривые блеска астероидов и других объектов околоземного пространства с малым периодом изменения блеска. В спектральном режиме доступны наблюдения ярких звёзд и астероидов до 10^m, регистрируемых с SNR>20 за суммарную экспозицию 30мин. Преимуществом комплекса является быстрое переключение между фотометрическим и спектральным режимом работы телескопа во время сеанса наблюдений, не требуется специальной подготовки оборудования и резервирования наблюдательного времени. Это позволяет формировать очень гибкие программы наблюдений, выполнять мониторинговые наблюдения большого

количества объектов в течение ночи, осуществлять алертные спектральные наблюдения транзиентных явлений, доступных по блеску и времени существования.

Аппаратная часть астрономического комплекса включает в себя:

1. Телескоп Астросиб RC-500 системы Ричи-Кретьена апертурой 50 см фокальным отношением f/8 с корректором поля, автоматическими крышками и электромеханическим переключаемым диагональным зеркалом, 2-мя портами для внеосевого гидирования. Телескоп обеспечивает дифракционное качество изображения.
2. Экваториальную монтировку с прямым приводом и абсолютными энкодерами ASA DDM100, установленную на ломанной колонне. Высокая точность наведения <8" RMS и слежения за объектом <0.25"/300с, скорость наведения до 50°/с делают возможным наблюдения без системы гидирования.
3. Приёмник излучения sCMOS FLI Kepler 4040 FI с колесом фильтров FLI CWF5-7 и фильтрами UBVRi системы Джонсона-Кузинса-Бесселя. Размер изображения 4096x4096 пикселей, угловой размер поля зрения 30'x30', масштаб изображения 0.45"/пикセル.
4. Подвесной эшелльный спектрограф Baches производства Baader Planetarium. Со щелью 25x130 мкм спектрограф Baches обеспечивает разрешение $R \approx 20000$ в среднем по спектральному диапазону 3920Å...8000Å. Спектрограф оснащён малошумящим $RN=1,7e^-$ и высокочувствительным $QE\approx90\%$ приёмником излучения sCMOS ZWO ASI294MM Pro с обратной засветкой и размером сенсора 19.1x13мм (4144x2822 пикс.). Камера подсмотра спектрографа и обратной связи AO – ZWO ASI178MM.
5. Модуль калибровки спектрографа с лампой плоского поля и лампой с полым катодом Th-Ar, модуль управляется по сети Ethernet.
6. Модуль активной оптики Starlight SXV-AO-USB-NOAG типа Tip-Tilt, для удержания звёздного изображения на входной щели спектрографа.
7. Астрономический купол Астросиб ASD-4.5 на гиперболоидной ферменной опоре разработки ИНАСАН.

Схема размещения научного оборудования телескопа RC-500 приведена на рисунке 2.

Для уменьшения влияния турбулентного приземного слоя воздуха, телескоп в куполе поднят на высоту 7,2 м над землей.

Для удержания звёздного изображения на входной щели спектрографа используется модуль активной оптики Starlight SXV-AO-USB-NOAG. Относительное отверстие телескопа F/8 и спектрографа F/10 согласованы при помощи ахроматического дублета. Переключение между фотометрическим и спектральными режимами осуществляется дистанционно, с помощью электромеханического диагонального зеркала.

Рядом с телескопом, в куполе, размещён комплекс управления во всепогодном исполнении, включающий ИБП, многоканальное устройство управления электропитанием, управляющий компьютер, коммутационные и защитные модули.

Астрономический комплекс полностью подготовлен для проведения наблюдений в автоматическом и дистанционном режимах. В настоящее время спектральные наблюдения выполняются в дистанционном режиме, в будущем процесс спектральных наблюдений будет автоматизирован.

Для работы комплекса в автоматическом режиме используется оригинальная программа управления сеансом наблюдений, созданная в ИНАСАН. В автоматическом режиме все процедуры по наблюдению исследуемого объекта проходят без участия оператора. Перед началом сеанса наблюдений оператор формирует план наблюдений, состоящий из целеуказаний на выбранные объекты, времени экспозиции, количества повторов и фотометрическая полоса. Программа-планировщик наблюдений заранее

позволяет оценить время выполнения плана, чтобы эффективно использовать время, отведенное на один объект. После формирования плана, он загружается в программу управления сеансом наблюдений, и в указанное время начинается сеанс наблюдений. Программа управления сеансом наблюдений передает управляющие команды на все аппаратные средства по интерфейсу ASCOM, постоянно контролирует погодные условия и состояние атмосферы по данным с метеокомплекса.

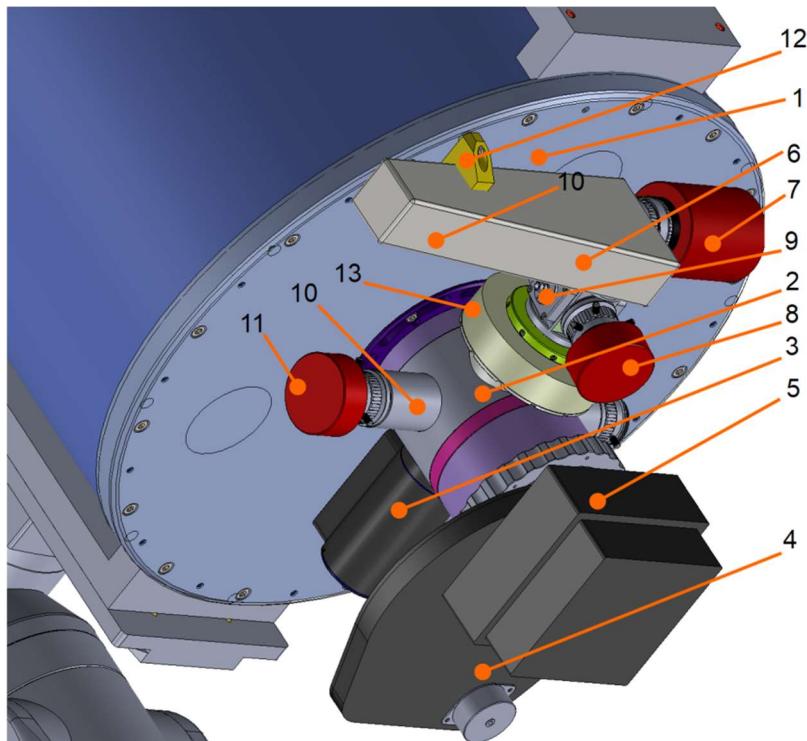


Рисунок 2. Научное оборудование телескопа RC-500: 1. Задний фланец телескопа Астросиб RC-500; 2. Корпус внеосевого гида и диагонального зеркала; 3. Электромеханический привод диагонального зеркала; 4. Колесо фильтров FLI CWF5-7 с фильтрами UBVRI; 5. Приёмник излучения FLI Kepler 4040 FI; 6. Спектрограф Baches; 7. Приёмник излучения спектрографа ZWO ASI294MM Pro; 8. Камера подсмотра спектрографа ZWO ASI178MM; 9. Оптоволоконный вход от модуля калибровки; 10. Внеосевой гид с фокусером; 11. Камера внеосевого гида ZWO ASI178MM; 12. Дополнительное крепление спектрографа; 13. Модуль активной оптики Starlight SXV-AO-USB-NOAG.

На телескопе проведены первые тестовые наблюдения, подтверждена работоспособность основных научных приборов. Телескоп готов к работе. В дальнейшем планируется использование данного телескопа для совместных работ в рамках Центра Коллективного Пользования «Терскольская обсерватория» ИНАСАН.

Благодарность

Работа выполнена при грантовой поддержке Минобрнауки РФ.

Литература:

1. M. Ibrahimov, M. Nalivkin, S. Naroenkov, A. Shugarov, O. Pons Rodriguez, Z. Barcena Fonseca and V. Shmagin. The new 50-cm multi-purpose telescope of the Russian-Cuban Observatory // Contributions of the Astronomical Observatory Skalnaté Pleso. 2025. 55 (1). P. 7 – 17.

КОРРЕЛЯЦИОННАЯ ПОЛЯРИМЕТРИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КАМЕРЫ ГИДА ДЛЯ КОНТРОЛЯ ПРОПУСКАНИЯ АТМОСФЕРЫ

Николенко И.В.^{1*}, Маслов И.А.², Аршинкин С.С.¹

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

² – Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

* niki63@yandex.ru

Рассмотрены проблемы возникающие при учете неравномерности чувствительности аппаратуры по полю зрения - измерении плоского поля [1]. Описан метод корреляционной поляриметрии, позволяющий оценивать параметры линейной поляризации протяженных объектов, занимающих значительную часть поля зрения регистрирующей камеры [2,3]. Этот метод может применяться и для измерения цвета. Приводятся результаты исследования возможности использования камеры, установленной на гид телескопа (см. рисунок), для контроля атмосферного пропускания.



Рисунок 1. Камера с турелью светофильтров, установленной на гиде телескопа Цейсс-1000.

Литература:

1. Николенко И.В., Аршинкин С.С., Маслов И.А. Разработка и создание поляриметра для телескопа Цейсс-1000 // Научные труды ИНАСАН. 2023. 8 (6). С.255-257.
2. Николенко И.В., Аршинкин С.С., Маслов И.А., Шенаврин В.И. Наблюдение сверхновой SN2023ixf в июле 2023 г // Научные труды ИНАСАН. 2023. 8 (4). С.183-185
3. Kruchkov, M. S.; Maslov, I. A.; Nikolenko, I. V.; Shenavrin, V. I. The Hot Dust of Comet C/2017 K2 (PanSTARRS) //Astronomicheskij Tsirkulyar. 2023. 1654. P. 1.

**РАВНОМОМЕНТНЫЕ СИСТЕМЫ РАУСА
И ГРАВИТАЦИОННЫЙ ПОТЕНЦИАЛ МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ**

Буров А.А.^{1*}, Никонов В.И.^{1**}, Никонова Е.А.^{1***}

¹ – Федеральный исследовательский центр Информатика и управление РАН,
Москва, Россия

^{*} jtm@yandex.ru, ^{**} nikon_v@list.ru, ^{***} nikonova.ekaterina.a@gmail.com

Как известно, любое твёрдое тело принадлежит некоторому классу тел, обладающих в одинаковых физических условиях одинаковыми свойствами динамики. Такие тела называются динамически эквивалентными или равномоментными [1]. Следуя Э.Дж. Раусу [1] две материальные системы равномоментны, если они а) обладают одинаковой массой, б) их центры масс совпадают, в) совпадают центральные тензоры инерции второго порядка. При изучении задач динамики зачастую оказывается целесообразным из множества равномоментных систем, выделить те, которые более удобны для исследования, чем другие. Э.Дж. Раусом [1] было предложено строить системы, равномоментные твёрдому телу, опираясь на системы материальных точек. Так, для описания перемещения тела в пространстве требуется равномоментная система из, по меньшей мере, четырёх жёстко связанных между собой точечных масс [2-4].

Сформулированная Э.Дж. Раусом концепция равномоментных систем применяется для описания движения твёрдого тела вокруг центра масс в центральном ньютоновском поле сил. Показано, что полного соответствия динамики исходного твёрдого тела и его четырёхточечного приближения можно добиться лишь в рамках так называемого спутникового приближения, т.е. случая, когда в разложении гравитационного потенциала в виде ряда по естественному малому параметру – отношению характерного размера тела к расстоянию до притягивающего центра – сохраняются слагаемые вплоть до второго порядка малости включительно [5]. Такое приближение зачастую оказывается достаточным для предсказания и описания основных наблюдаемых динамических эффектов (см., например, [5]).

Ставится задача определения четырёх точечных масс, задающих не только равномоментную систему в смысле тензора инерции второго порядка, но и наилучшим образом приближающей тензор инерции третьего порядка, компоненты которого присутствуют в разложении гравитационного потенциала.

Основные понятия и обозначения

Следуя Э. Дж. Раусу [1], ставится задача об определении четвёрки одинаковых точечных масс, равномоментной наперёд заданному твёрдому телу. Такая четвёрка точечных масс с радиусами-векторами $\mathbf{q}_i = (x_i, y_i, z_i)^T$, $i = 1, 2, 3, 4$, будет динамически эквивалентна телу \mathcal{B} при выполнении условия

$$\mathcal{S} \mathcal{M} \mathcal{S}^T = \mathcal{J} \quad (1)$$

$$\mathcal{S} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ x_1 x_2 x_3 x_4 \\ y_1 y_2 y_3 y_4 \\ z_1 z_2 z_3 z_4 \end{pmatrix}, \quad \mathcal{M} = \begin{pmatrix} m/4 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m/4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m/4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m/4 \end{pmatrix}, \quad \mathcal{J} = \begin{pmatrix} m & \mathbf{R}^T \\ \mathbf{R} & \mathbf{I} \end{pmatrix}$$

где $\mathbf{R} = \iiint_{\mathcal{B}} \mathbf{q} dm$ – вектор, задающий положение центра масс тела \mathcal{B} , $\mathbf{I} = \iiint_{\mathcal{B}} \mathbf{q} \otimes \mathbf{q} dm$ – 3x3-матрица компонент тензора инерции тела второго порядка относительно заданных, \otimes – символ диадного произведения, $\mathbf{q} = (x, y, z)^T$ – радиус-вектор точечной массы dm тела \mathcal{B} .

Для решения системы (1), определяющей положение четырёх точечных масс предлагается воспользоваться свойствами равногранного тетраэдра (следуя [6,7]). Для этого рассмотрим матрицы

$$\mathcal{K} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sqrt{I_{200}/m} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sqrt{I_{020}/m} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sqrt{I_{002}/m} \end{pmatrix}, \quad \mathcal{T} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ -1 & 1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \end{pmatrix}.$$

Здесь $I_{200} = \iiint_B x^2 dm$, $I_{020} = \iiint_B y^2 dm$, $I_{002} = \iiint_B z^2 dm$ моменты распределения масс тела \mathcal{B} относительно главных плоскостей инерции. Входящие в эти матрицы компоненты векторных величин определены в системе отсчёта, начало которой совпадает с центром масс тела \mathcal{B} , а оси сонаправлены с главными осями инерции.

Столбцы матрицы \mathcal{T} составлены из радиусов-векторов вершин правильного тетраэдра, бимедианы которого сонаправлены с главными осями инерции тела, а его барицентр совпадает с началом системы отсчета. Первые, равные единице, компоненты каждого столбца матрицы \mathcal{T} отвечают «массам», сосредоточенным в вершинах равногранного тетраэдра.

Непосредственные вычисления позволяют убедиться в том, что построенная система масс является равномоментной телу \mathcal{B} , и имеет место тождество

$$\mathcal{K} \mathcal{T} \mathcal{M} \mathcal{T}^T \mathcal{K}^T = \begin{pmatrix} m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_{200} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{020} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{002} \end{pmatrix}.$$

Заметим, что матрица $\mathcal{T} \mathcal{M} \mathcal{T}^T$ – диагональная, и для любой ортогональной матрицы четвертого порядка \mathcal{U} имеет место тождество $\mathcal{T} \mathcal{M} \mathcal{T}^T = \mathcal{U} \mathcal{T} \mathcal{M} \mathcal{T}^T \mathcal{U}^T$. Ограничимся рассмотрением матриц вида $\mathcal{U} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \mathbf{Q} \end{pmatrix}$, где \mathbf{Q} – в общем случае произвольная ортогональная матрица третьего порядка, определитель которой равен единице. Столбцы матрицы $\mathcal{U} \mathcal{T}$ отвечают радиусам-векторам вершин правильного тетраэдра, повернутого около барицентра.

Матрица \mathcal{U} зависит от трёх произвольных параметров. Воспользуемся этим произволом при выборе порождающего тетраэдра, необходимого для решения следующей задачи: найти положение четырёх точечных масс такое, чтобы для неё не только совпадали компоненты тензора инерции второго порядка, но и наилучшим, в смысле наименьших квадратов, приближались компоненты тензора инерции третьего порядка.

Для описания поворота порождающего правильного тетраэдра около барицентра относительно главных центральных осей инерции тела \mathcal{B} воспользуемся углами Эйлера θ , φ , ψ . В таком случае величина \mathcal{L} – скалярная функция трёх переменных:

$$\mathcal{L} = \mathcal{L}(\theta, \varphi, \psi) = \sum_{k_1+k_2+k_3=3} \left(\frac{1}{4} \cdot \sum_{i=1}^4 x_i^{k_1} y_i^{k_2} z_i^{k_3} - \frac{I_{k_1 k_2 k_3}}{mR^3} \right)^2. \quad (2)$$

Здесь $I_{k_1 k_2 k_3} = \iiint_B x^{k_1} y^{k_2} z^{k_3} dm$ – моменты распределения масс третьего порядка $k_1 + k_2 + k_3 = 3$; $(x_i, y_i z_i)^T$ – радиус-вектор i -й точки системы масс, отнесённый к R ; R – характерный размер тела \mathcal{B} , например, радиус шара, объём которого равен объёму тела \mathcal{B} .

Примеры

В современной астрономии для малых небесных тел – астероидов и ядер комет – наиболее распространенной моделью формы является многогранник с треугольными плоскими гранями. Общая теория вычисления моментов инерции произвольного порядка

для триангулированных моделей небесных тел развита, в частности, в работе [8], см. также [9,10].

В докладе в качестве примеров рассматривается ряд триангулированных моделей малых небесных тел, в частности, ядро кометы 67Р/ Чурюмова-Герасименко.

Благодарность

Исследование Бурова А.А. и Никонова В.И. выполнено при поддержке РНФ, проект № 25-21-20148.

Работа Никоновой Е.А. выполнена в рамках государственного задания ФИЦ ИУ РАН, утвержденного Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FFNG-2024-0004).

Литература:

1. Динамика системы твердых тел. Пер. с англ. в 2-х томах. Т. I / [Русс Э.] под ред. Ю.А. Архангельского и В.Г. Дёмина. – М.: Наука, 1983. – 464 с.
2. Franklin P. Equimomental systems // Studies in applied mathematics. 1929. 8 (1-4). P. 129–140.
3. Sommerville D.M.Y. Equimomental tetrads of a rigid body // Edinburgh Mathematical Notes. 1930. 26. P. 10–11.
4. Talbot A. Equimomental systems // The Mathematical Gazette. 1952. 36 (316). P. 95–110.
5. Движение искусственного спутника относительно центра масс. / [Белецкий В.В.] – М.: Наука, 1965. – 416 с.
6. Никонова Е.А. Равногранный тетраэдр и система точечных масс, равномоментная твердому телу // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика. Механика. Астрономия. 2023. 10 (1). С. 155–164.
7. Буров А.А., Никонова Е.А., Никонов В.И. О приближении поля притяжения твердого тела полем притяжения четверки материальных точек одинаковой массы // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика. Механика. Астрономия. 2024. 11(2). С. 385–394.
8. Dobrovolskis A.R. Inertia of any polyhedron // Icarus. 1996. 124 (2). P. 698–704.
9. Буров А.А., Никонов В.И. Вычисление потенциала притяжения астероида (433) Эрос с точностью до членов четвертого порядка // Доклады РАН. Физика, технические науки. 2020. 492(1). С. 58–62.
10. Вычислительные задачи теории гравитационного потенциала. Учебное пособие. / [Буров А.А., Никонов В.И.] – М.: ООО Белый ветер, 2023. – 64 с.

АЛЬБЕДО И РАЗМЕРЫ АС3 (1685) ТОРО, ОПРЕДЕЛЕННЫЕ ИЗ ПОЛЯРИМЕТРИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ

Павлов С.Р.^{1*}, Киселев Н.Н.^{2,3}, Жужулина Е.А.³

¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

² – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

³ – Крымская астрофизическая обсерватория РАН, Научный, Россия

* sr.pavlov@iaaras.ru

Астероиды, сближающиеся с Землей (АС3), предоставляют возможность сравнительного исследования свойств тел Главного Пояса астероидов. В частности, возможность наблюдать их на больших фазовых углах, позволяет получать максимум P_{\max} фазовой зависимости поляризации (ФЗП). В свою очередь, этот параметр можно использовать для определения альбедо поверхности и размеров тел.

Мы представляем результаты наблюдений АС3 (1685) Торо, проведенные с идентичными поляриметрами “POLSHAKH” на 2.6 м телескопе ЗТШ КрАО и 2 м телескопе обсерватории Пик Терскол в период с 13 декабря 2023 по 12 марта 2024г. Фазовый угол Торо в этот период менялся в диапазоне от 113 до 40 градусов.

С учетом опубликованных ранее данных [1] построена ФЗП Торо и определена максимальная степень поляризации $P_{\max} = 8.33 \pm 0.54\%$. По формуле зависимости альбедо – P_{\max} [2] определена величина геометрического альбедо $\rho_v = 0.13 \pm 0.01$. Это значение заметно отличается от величины 0.31, приведенного в базе данных NASA JPL [5] на основании радиолокационных наблюдений во время сближения с Землей 1980 и 1988 годов [3]. Возможно, причиной различий является зависимость альбедо от использованных параметров модели при интерпретации радиолокационных данных.

Полученное нами значение альбедо более характерно для астероидов S-типа (0.1–0.22), к которому относят Торо на основании спектрофотометрических наблюдений. С использованием полученного нами альбедо и абсолютной звездной величины, $H = 14.28$ m, определен размер Торо $D = 5.12 \pm 0.01$ км, что примерно в 1,5 раза больше имеющейся оценки.

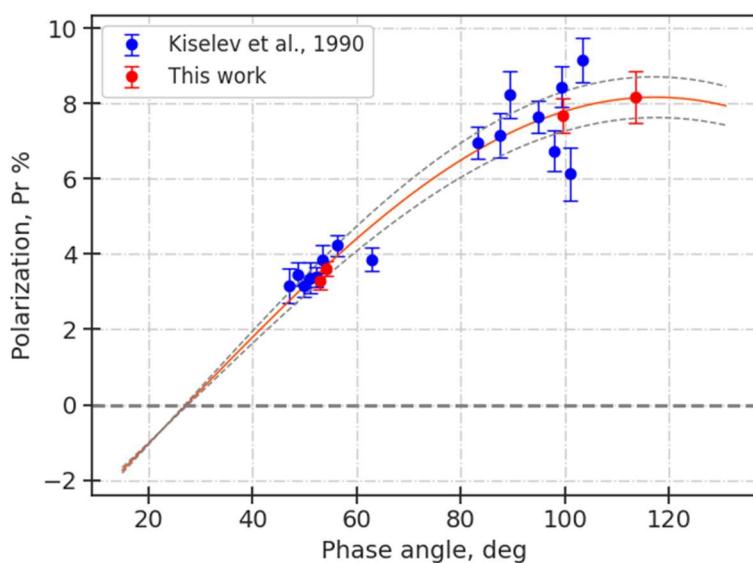


Рисунок 1. Фазовая зависимость поляризации астероида (1685) Торо в фильтре V. Красная кривая – аппроксимация всех данных тригонометрическим выражением, согласно [4]. Пунктирные линии обозначают коридор ошибок $\pm\sigma_P$.

Литература:

1. Киселев Н.Н., Лупишико Д.Ф., Чернова Г.П., Шкуратов Ю.Г., Поляриметрия астероида 1685 Торо // Кинематика и физика небесных тел. 1990. 6 (2). С. 78-82.
2. Bowell E., Zellner B. Polarizations of asteroids and satellites // Colloquium on the Planets, stars and nebulae studied with photopolarimetry. 1974. 381.
3. Ostro S. J., Campbell D. B., Shapiro I. I. Radar observations of asteroid 1685 Toro // The Astronomical Journal. 1983. 88. P. 565–576.
4. Lumme K., Muinonen K. O. A Two-parameter system for linear polarization of some Solar system objects // Abstracts for the IAU Symposium 160: Asteroids, Comets, Meteors. 1993. 194.
5. Hazards due to comets and asteroids (space science) / [Gehrels T.] - Tucson: University of Arizona Press, 1994

О МИГРАЦИИ КОМЕТ ИЗ МЕЖГАЛАКТИЧЕСКОЙ СРЕДЫ

Перов Н.И.^{1,2*}, Костыря Д.О.²¹ – ГАУК ЯО «Культурно-просветительский центр имени В.В. Терешковой», Ярославль, Россия² – Ярославский государственный педагогический университет имени К.Д. Ушинского, Ярославль, Россия

*perov@yarplaneta.ru

Существует полтора десятка классификаций комет по небесномеханическим, астрофизическим и другим параметрам [1], [2], [5], [7], [8], [11]. Продолжая классификацию комет по степени удалённости от Солнца, рассмотрим модель движения гипотетической межгалактической кометы.

Предположим, что комета с ничтожно малой массой m_3 находится между двумя взаимодействующими, сближающимися по прямой линии, галактиками с массами m_1 и m_2 . Начальное положение кометы относительно основной галактики обозначим через r_{130} , а начальную скорость кометы относительно этой галактики обозначим через v_{130} . Начальное положение второй галактики относительно первой обозначим через r_{120} , а относительную скорость в начальный момент времени второй галактики относительно первой обозначим через v_{120} .

При введённых предположениях в модели небесномеханической задачи трёх тел составим уравнения прямолинейных движений второй галактики и кометы относительно первой галактики, используя положения специальной теории относительности [4].

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\mathbf{v}_{12}}{\sqrt{1 - \frac{\mathbf{v}_{12}^2}{c^2}}} \right) = -\frac{G(m_1 + m_2) \cdot \mathbf{r}_{12}}{r_{12}^3}, \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\mathbf{v}_{13}}{\sqrt{1 - \frac{\mathbf{v}_{13}^2}{c^2}}} \right) = -\frac{Gm_1 \cdot \mathbf{r}_{13}}{r_{13}^3} - Gm_2 \left(\frac{\mathbf{r}_{12}}{r_{12}^3} + \frac{(\mathbf{r}_{13} - \mathbf{r}_{12})}{|\mathbf{r}_{13} - \mathbf{r}_{12}|^3} \right). \quad (2)$$

Здесь c – скорость света, G – гравитационная постоянная.

Проектируя уравнения (1) и (2) на прямую линию m_1m_2 , оценим параметры движения кометы и интервалы времени, по истечении которых в рассматриваемых уравнениях движения кометы появятся сингулярности.

В приведённых ниже примерах за единицу длины примем расстояние между галактиками Млечный Путь и Туманность Андромеды: $L=800$ кпк. За единицу массы примем массу Млечного Пути: $m_1=2.98 \cdot 10^{42}$ кг, а за единицу времени примем такой промежуток времени $T_s=2.75015002 \cdot 10^{17}$ секунд, $T_y=8.71488564 \cdot 10^9$ (в тропических годах), при котором гравитационная постоянная G принимает значение $G=1$ (в выбранных единицах измерений длины времени и массы).

Исследуем движение гипотетической кометы в гравитационных полях Млечного Пути и Туманности Андромеды. (Масса Туманности Андромеды равна $m_2=2 \cdot 10^{42}$ кг). Возьмём (по модулю) следующие начальные условия: $r_{120}=800$ кпк = 1 единица длины, $v_{120}=600$ км/с = 6.68450455 (единица длины)/(единица времени), $r_{130}=400$ кпк = 0.5 единиц длины, $v_{130}=450$ км/с = 5.01337841 (единица длины)/(единица времени).

При численном интегрировании уравнений (1) и (2) получены графики функций $r_{13}(t)$, $v_{13}(t)$ и $v_{13}(r_{13})$ (Рис. 1) и представлены разности $r_{12}-r_{13}$ и $v_{13}-v_{12}$ (Рис. 2), соответственно. Проиллюстрирована зависимость расстояния Туманности Андромеды до

Млечного Пути на интервале времени от 0 до 0.087538507 единиц времени – сингулярности в уравнении (1).

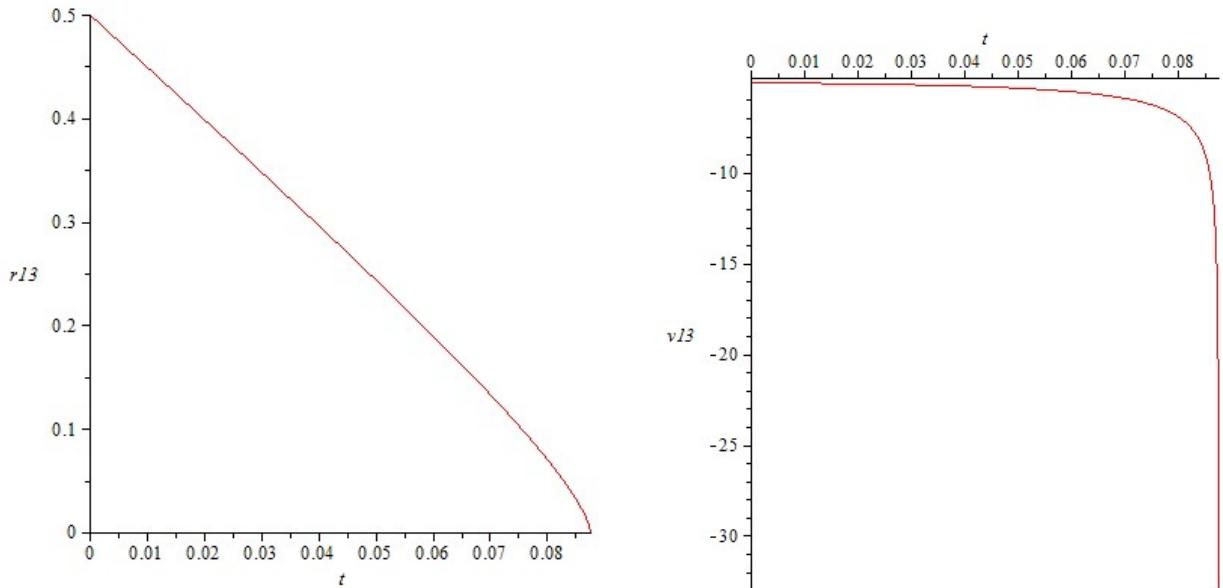


Рисунок 1. Слева. Расстояние кометы от Млечного Пути $r_{13}(t)$ в единицах длины (Млечный Путь - точка). Комета начинает движение со скоростью $v_{130}=-450$ км/с. Сингулярность при $t=0.087538507$ единиц времени.

Справа. Скорость кометы относительно Млечного Пути $v_{13}(t)$ в (единицах длины)/(единица времени). Сингулярность при $t=0.087538507$ единиц времени. Единица времени $T_s=2.75015002 \cdot 10^{17}$ с. Единица длины $L=2.46853001 \cdot 10^{22}$ м. Скорость света $c=3341.138192210$ (единица длины)/(единица времени).

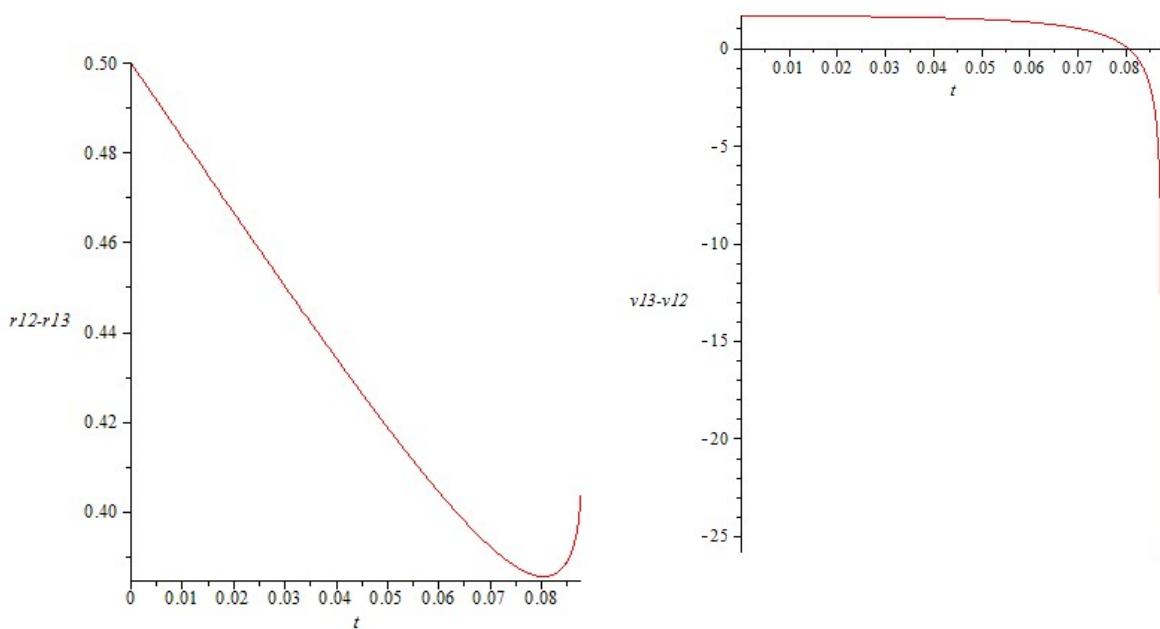


Рисунок 2. Слева. Расстояние ($r_{12}-r_{13}$) от Туманности Андромеды до кометы. Единица времени $T_s=2.75015002\cdot10^{17}$ с. Единица длины $L=2.46853001\cdot10^{22}$ м. $v_{13}-v_{12}=0$ при $t=0.080408115073$ единиц времени. При $t=0.087538507$ единиц времени – сингулярность в уравнениях (1) и (2).

Справа. Скорость ($v_{13}-v_{12}$) кометы относительно Туманности Андромеды. Единица времени $T_s=2.75015002\cdot10^{17}$ с. Единица длины $L=2.46853001\cdot10^{22}$ м. $v_{13}-v_{12}=0$ при $t=0.080408115073$ единиц времени. При $t=0.087538507$ единиц времени – сингулярность в уравнениях (1) и (2).

Выделение класса межгалактических комет подчёркивает на необходимость рассмотрения Солнечной системы, как незамкнутой структуры.

Литература:

1. Бусарев В.В. Кометы.
URL: <http://selena.sai.msu.ru/Home/SolarSystem/comets/comets.htm>
(Дата обращения: 01.06.2022)
2. Каталог орбитальной эволюции короткопериодических комет с 1900 по 2100 гг. / [Заусаев А.Ф., Заусаев А.А.] – М.: Машиностроение, 2005. -346 с.
3. Ипатов С.И. Миграция планетизималей и пылевых частиц в экзопланетной системе Проксима Центавра / Всероссийская астрономическая конференция «Современная астрономия: от ранней Вселенной до экзопланет и чёрных дыр. 25–31 августа 2024 г. САО РАН. Нижний Архыз. Карачаево–Черкесская Республика. Сборник тезисов. 205.
4. Теоретическая физика. Т.2. Теория поля. / [Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М.] – М.: Физматлит, 2001.
5. Маров М.Я. Кометы / Большая Российская энциклопедия
URL: bigenc.ru/komety-b27fe6 (Дата обращения: 26.07.2023).
6. Перов Н.И. Модель сближения Туманности Андромеды и Млечного Пути / Всероссийская астрономическая конференция «Современная астрономия: от ранней Вселенной до экзопланет и чёрных дыр. 25–31 августа 2024 г. САО РАН. Нижний Архыз. Карачаево–Черкесская Республика. Сборник тезисов. С. 150–151.
7. Хасанов В.К. Классификация комет URL: <https://www.chitalnya.ru/work/1955923/>
(Дата обращения: 16.04.2017).
8. Kalinicheva O.V., Chernetenko Yu.A. Specifics of the distributions of orbits of long-period comets in inner part of the Oort Cloud. 2020. Astrophysical Bulletin. 75 (4). P. 459–467.
9. Bernardin L., Chin P., DeMarco P., Geddes K.O., Hare D.E.G., Heal K.M., Labahn G., May J.P., McCarron J., Monagan M.B., Ohashi D., Vorkoetter S.M. The Essential Tool for Mathematics and Modelling. URL: www.maplesoft.com/maple/ (Дата обращения: 25.04.2025).
10. The Physics Factbook. Number of Comets. Standardized Results. URL: <https://hypertextbook.com/facts/2009/JeffreyYep.shtml> (Дата обращения: 25.04.2025)
11. Protecting the Earth against collisions with asteroids and comets nuclei. Proceedings of the International Conference “Asteroid–Comet Hazard. 2009. / [Zamarashkina M.D., Ogneva O.F.] Ed. A.M. Finkelstein, W.F. Huebner, & V.A. Shor., 2010 – St.Petersburg: Nauka

ОСОБЕННОСТИ ВЕТВИ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ПОЛЯРИЗАЦИИ АСТЕРОИДОВ ПО ДАННЫМ НАБЛЮДЕНИЙ

Петров Д.В.^{1*}, Жужулина Е.А.¹

¹ – Крымская астрофизическая обсерватория РАН, Научный, Россия

* dvp@craocriemea.ru

Наше понимание физических свойств астероидов в первую очередь опирается на поляриметрические наблюдения, в частности на изучение фазовой зависимости степени линейной поляризации. Путем сравнения этих наблюдений с лабораторными исследованиями земных минералов, метеоритного вещества и лунного грунта были установлены важные эмпирические связи. Эти соотношения помогли качественно объяснить механизм отрицательной поляризации безатмосферных космических тел из-за рассеяния света на их шероховатых поверхностях. Эмпирические зависимости между альбедо и наклоном h , а также альбедо и P_{\min} полезны для определения альбедо астероида. Зная альбедо и фотометрические данные, можно определить размер астероидов.

Поляриметрическая база данных астероидов содержит данные о 5112 наблюдениях 519 астероидов. Преимущественно это астероиды главного пояса. То есть в среднем на 1 астероид приходится 10 точек. С учётом того, что яркие астероиды мерялись гораздо чаще, поляриметрическая база данных требует значительного дополнения и расширения. В период 2021-2024 гг. было проведено 284 поляриметрических наблюдения 44 астероидов. В основном наблюдения были сосредоточены на заполнении пустот в фазовых зависимостях степени линейной поляризации астероидов. Поэтому наши исследования поляризации астероидов, некоторые из которых наблюдались впервые и только нами, количественно и качественно существенно дополнили имеющиеся данные.

Поляриметрические наблюдения астероидов показывают, что, несмотря на качественное сходство фазовых зависимостей степени линейной поляризации, форма этой кривой индивидуальна для каждого астероида. Совокупность механизмов формирования отрицательной ветви степени линейной поляризации задействована в каждом индивидуальном случае в различной степени, что приводит к огромной вариативности параметров отрицательной ветви. Однако можно выделить среди них и общие закономерности. У некоторых астероидов она симметричная (практически параболическая), а у других наблюдается заметная асимметрия, проявляющаяся в смещении минимума ветви отрицательной поляризации в сторону малых фазовых углов. Для численного описания этой асимметрии удобно ввести параметр величины асимметрии отрицательной ветви степени линейной поляризации:

$$G = \frac{\alpha_{inv}}{2\alpha_{min}}$$

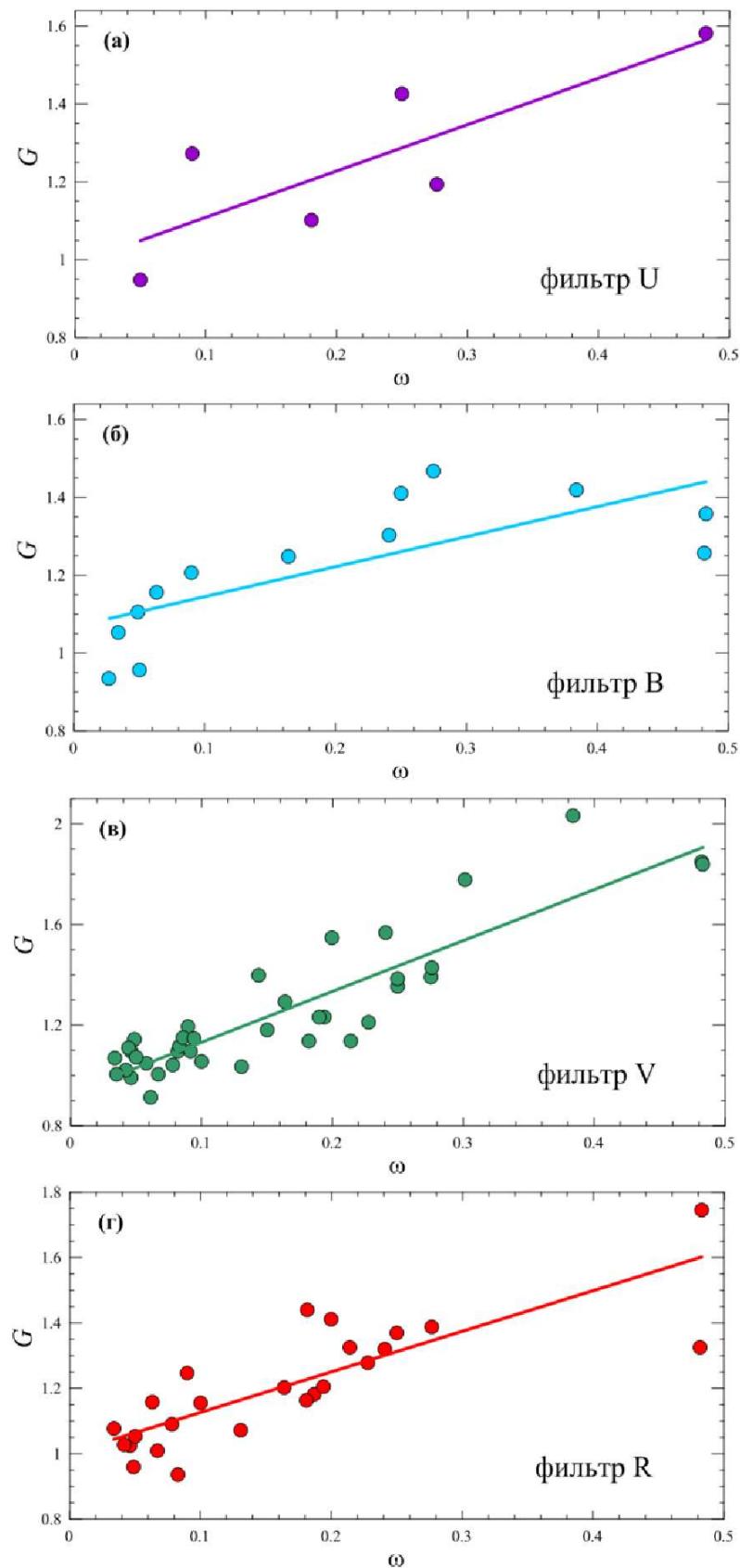


Рисунок 1. Величина асимметрии отрицательной ветви степени линейной поляризации астероидов как функция альбедо для фильтров U, B, V и R.

В случае симметричной ветви отрицательной поляризации этот параметр близок к 1. Но чем сильнее минимум отрицательной ветви степени линейной поляризации смещён в направлении малых фазовых углов, тем больше становится параметр G.

Во всех фильтрах наблюдается чёткая корреляция между альбедо и величиной асимметрии. Чем выше у астероида альбено, то есть чем из более светлого материала он состоит, тем более асимметричной становится его ветвь отрицательной поляризации (рис. 1). Для объяснения этого наблюдаемого факта было использовано компьютерное моделирование характеристик рассеянного света при помощи метода матриц формы. На рисунке 2 приведены зависимости параметра G от значения мнимой части показателя преломления k для различных значений действительной части ($n = 1.4; n = 1.5; n = 1.6; n = 1.7$). Как видно из рисунка, увеличение k , что соответствует уменьшению альбено частицы, сопровождается уменьшением параметра G. Следовательно, можно сделать вывод, что данная особенность объясняется изменением мнимой части показателя преломления. Следовательно, у светлых объектов можно ожидать асимметричную ветвь отрицательной поляризации, а у тёмных объектам скорее характерна симметричная ветвь отрицательной поляризации.

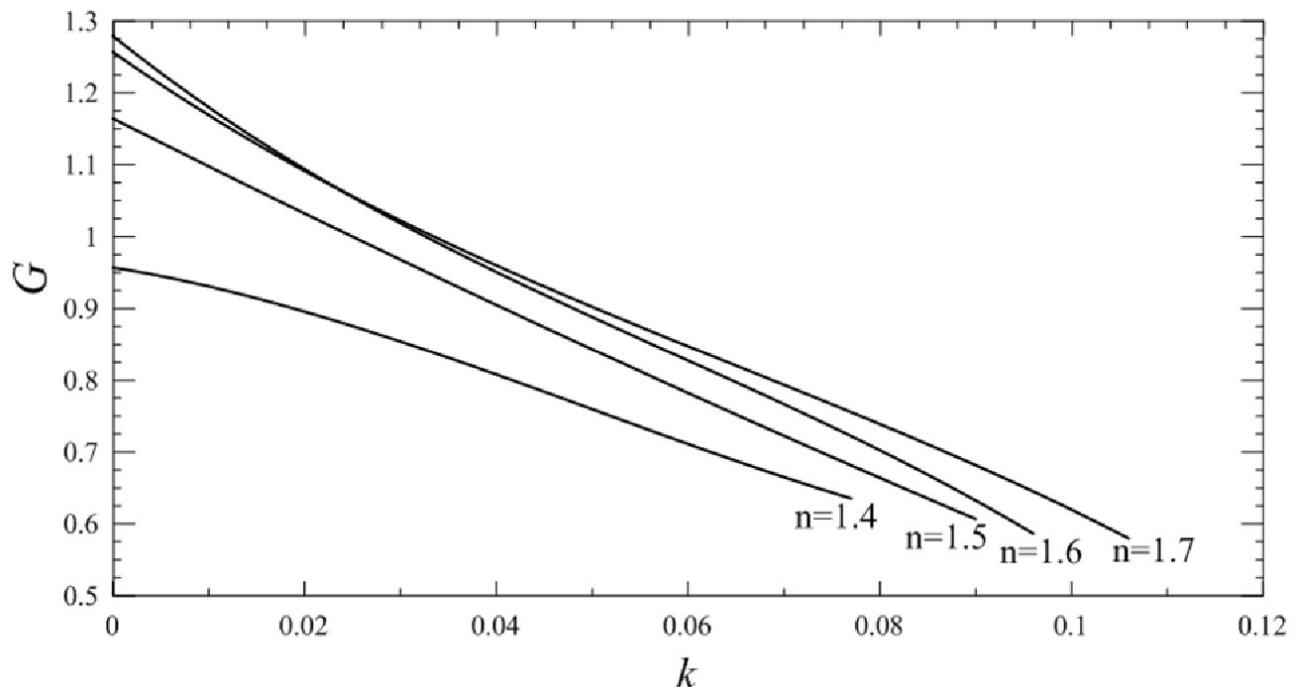


Рисунок 2. Зависимости параметра G от значения мнимой части показателя преломления k для различных значений действительной части ($n = 1.4; n = 1.5; n = 1.6; n = 1.7$).

ИССЛЕДОВАНИЕ ОРБИТ ОПАСНЫХ АСТЕРОИДОВ

Петров Н.А.^{1*}, Кутеева Г.А.,^{1**}

¹ – Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург, Россия

* n.petrov@spbu.ru, ** g.kuteeva@spbu.ru

На кафедре небесной механики СПбГУ разработано два метода для поиска возможных соударений и сближений астероидов с планетами. Первый метод разрабатывался примерно с 2009 года. В нем предполагается перебор начальных данных на одномерном многообразии, минимизация планетоцентрического расстояния астероида и ряд других приемов (как, например, в работах [1, 2]). С помощью этого метода было найдено множество ранее неизвестных возможных соударений опасных астероидов, в том числе, для Апофиса. Использование метода Монте-Карло затруднительно в этом методе в силу высокой вычислительной трудоемкости.

В этой работе приведены некоторые результаты применения нового метода для проведения обширного численного эксперимента по поиску возможных тесных сближений и соударений астероидов с планетами и Луной. Эти численные эксперименты проведены с использованием программного комплекса [3] на основе нового метода, разработанного на кафедре небесной механики СПбГУ в 2021-2023 годах. Численный эксперимент проводился в 3 этапа. Из множества астероидов с известными орбитами (данные были взяты 06.03.2021 из базы данных НАСА [4, 5]) исключались астероиды, имеющие перигелийное расстояние q больше чем 1.8 а.е. и одновременно имеющие афелийное расстояние Q меньше чем 4.0 а.е., исключались также малые астероиды с абсолютной звездной величиной $H > 26$. Из всех известных астероидов (их было известно порядка миллиона) осталось 127 тысяч объектов. Приведем этапы численного эксперимента для отыскания опасных астероидов. Техника эксперимента состояла в том, что на каждом этапе исключались астероиды, которые не сближаются с планетами менее заданного расстояния (1, 10, 100 радиусов планеты). Для каждого исследуемого реального астероида выбиралось N – число виртуальных астероидов. Движение виртуальных астероидов изучалось на интервале времени 2021 — 2132 годы.

Первый этап. Для каждого реального астероида из оставшихся (127 тысяч объектов) при $N=2000$ виртуальных астероидов искались возможные сближения на расстоянии менее 1000 радиусов одной из планет или Луны. Если таковых не было, астероид исключался. Осталось 11 тысяч астероидов, которые брались в следующий этап.

Второй этап. Для каждого из оставшихся объектов при $N=20000$ виртуальных астероидов искались возможные сближения на расстояние менее 100 радиусов одной из планет или Луны. Если таковых не было, астероид исключался. Осталось чуть больше 3000 астероидов, которые брались в следующий этап.

Третий этап. Каждый оставшийся астероид моделировался $N = 200000$ отдельных виртуальных экземпляров. Искались возможные сближения на 100, 10 и 1 радиус каждой из планет и Луны.

В результате численного эксперимента получен большой численный материал. Данные численного эксперимента приведены на сайте [6]. Из этого материала выделялась группа из 24 астероидов, у которых перигелийное расстояние номинальных орбит было в пределах от 1.3 до 1.7 а.е., а эксцентриситет в пределах от 0.4 до 0.6. Как известно, сближение с Юпитером может значительно изменить орбиту астероида, сближение с Марсом — существенно меньше.

Далее с помощью программы v19 на основе первого метода в течение некоторого времени были проведены детальные вычисления для каждого астероида из этой группы. Были найдены возможные тесные сближения с планетами и Луной и даже несколько возможных соударений с Землей. Так как постоянно поступают новые наблюдения разных

астероидов, которые используются для улучшения их орбит, то к концу времен исследования в этой группе осталась половина исследуемых астероидов.

В работе также приведены кумулятивные вероятности возможных соударений некоторых астероидов с планетами Солнечной системы и Луной, а также вероятности возможного соударения с Землей и Луной в зависимости от числа виртуальных астероидов. Важно, что опасность для Земли могут представлять и астероиды, не принадлежащие пока к числу «астероидов, сближающихся с Землей», у которых перигелийное расстояние больше 1.3 а.е. Определение таких объектов стало возможно с использованием современных вычислительных средств.

Литература:

1. Petrov N, Sokolov L., Polyakhova E., Oskina K. Predictions of asteroid hazard to the Earth for the 21st century // AIP Conference Proceedings. 2018. 1959. Id. 040012.
2. Петров Н.А., Васильев А.А., Кутеева Г.А., Соколов Л.Л. О траекториях соударения астероидов 2015 RN35 и Апофис с Землей // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2018. 52 (4). С. 330-342.
3. Balyaev I. A. Acceleration of numerical integration of the equations of motion of asteroids // Solar System Research. 2020. 54. P. 557–566.
4. JPL Small-Body DatabaseLookup. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/>
(Дата обращения: 30.03.2024).
5. Jet Propulsion Laboratory. California Institute of Technology. URL: <https://sneos.jpl.nasa.gov/> (Дата обращения: 30.03.2024).
6. Астрономия в Санкт-Петербургском университете.
URL: <http://www.astro.spbu.ru/sites/default/files/stats200000.xls>
(Дата обращения: 30.03.2024).

НЕДАВНО ОБРАЗОВАННЫЕ КРАТЕРЫ НА МАРСЕ

Подобная Е.Д.^{1*}, Попова О.П.¹, Иванов Б.А.¹, Глазачев Д.О.¹

¹ – Институт динамики геосфер РАН им. академика М.А. Садовского, Москва, Россия

* epodobnaya@idg.ras.ru

Метеороиды, попадающие в атмосферы Земли и Марса, относятся к одной популяции малых космических тел Солнечной системы. Состав этой популяции плохо определен, существующие оценки заметно расходятся.

К лету 2023 года на Марсе найдено более 1400 свежих мест падения метеороидов, [1-2]. Около половины соответствующих им ударников разрушились в разреженной атмосфере Марса и образовали кратерные кластеры. Изучение кластеров на Марсе позволяет независимо оценить параметры метеороидов, анализировать процесс разрушения для различных объектов и исследовать плохо различимые на Земле детали взаимодействия тел с атмосферой.

Для описания недавних кластеров на Марсе использовались эллипсы рассеяния. Предполагается, это позволит оценить углы траектории метеороида (угол входа и азимут). На Земле, из-за атмосферной сортировки, крупные кратеры/фрагменты расположены в голове поля рассеяния [3], поперечный размер кратерного поля определяется взаимодействием фрагментов [4], на мелкие фрагменты заметное влияние оказывает ветер. На Марсе скорость фрагментов при ударе слишком велика для заметного влияния ветра на поле рассеяния, размер эллипса должен определяться взаимодействием фрагментов и влиянием атмосферной сортировки. Полученные оценки углов траектории плохо согласуются с данными о земных болидах. На Марсе наблюдается дефицит углов входа, близких к вертикальным, что кажется маловероятным.

Выбросы из кратера в ряде случаев дают возможность независимо оценить направление полета. При косых ударах выбросы распределены ассиметрично, и более выражены по направлению полета [5]. Также для определения азимута можно использовать след ударной волны на поверхности Марса [6-7]. Для 130 кластеров выбросы из кратеров позволили оценить азимуты [8]. Оценки азимута коррелируют с оценками, рассчитанными по эллипсу рассеяния для примерно трети кластеров. Для второй трети случаев направление полета не совпадает. В остальных случаях выбросы направлены поперек поля рассеяния.

Численное моделирование кластеров, различающихся по количеству и размеру кратеров, позволит определить наиболее подходящие параметры метеороидов и соответствующие особенности фрагментации, подтвердит или опровергнет выводы о влиянии атмосферной сортировки и оценке параметров траектории.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации № 125012200624-5.

Литература:

1. Daubar I.J. and 17 coauthors. New Craters on Mars: An Updated Catalog // Journal of Geophysical Research (Planets). 2022. 127. Id. e2021JE007145.
2. Podobnaya E., Glazachev D., Popova O., Ivanov B. Classification of craters clusters in the expanded catalog of fresh impact sites on Mars. // Solar System Research. 2025. 59. (in print).
3. Frost M.J. Size and spacial distribution in meteoritic showers // Meteoritics. 1969. 4 (3). P. 217-232.

4. Passey Q.R., Melosh H.J. Effects of atmospheric breakup on crater field formation // Icarus. 1980. 42(2). P. 211-233.
5. Shuvalov V. Ejecta deposition after oblique impacts: An influence of impact scale // Meteoritics & Planetary Science 2011. 46(11). P. 1713–1718.
6. Ivanov B.A., Melosh H.J., McEwen A.S., HiRISE Team. Small impact crater clusters in high resolution HiRISE images // Lunar and Planetary Science Conference. 2008. LPI Contribution 1221. P. 1391
7. Burleigh K.J., Melosh H.J., Tornabene L.L., Ivanov B., McEwen A.S., Daubar I.J. Impact airblast triggers dust avalanches on Mars // Icarus. 2012. 217(1). P. 194-201.
8. Подобная Е.Д., Попова О.П., Глазачев Д.О. Эллипсы рассеяния для расширенного каталога недавних мест падения на Марсе. // Динамические процессы в геосферах. 2025. 17(1). P. 57-64.

КЛАСТЕРНЫЙ АНАЛИЗ НЕДАВНО ОБРАЗОВАННЫХ МАРСИАНСКИХ КРАТЕРНЫХ ПОЛЕЙ

Попова О.П.^{1*}, Подобная Е.Д.¹, Глазачев Д.О.¹

¹ – Институт динамики геосфер РАН им. академика М.А. Садовского, Москва, Россия

* olga@idg.ras.ru

Каталог недавно образованных мест падения метеороидов на Марсе дает возможность исследовать популяцию метеороидов, общую для Земли и Марса [1,2]. Около 60% ударников разрушились в атмосфере и образовали кратерные кластеры [2]. Кратерные поля очень разнообразны как по количеству входящих в них кратеров, так и по размеру поля рассеяния (и по расстоянию между кратерами). Особенности кратерных полей зависят в том числе от свойств ударника, поэтому можно предположить, что среди кратерных кластеров должны выделяться группы, связанные с разными типами ударников.

Для анализа данных каталога был применен кластерный анализ, который разбивает множества объектов на подмножества (кластеры) таким образом, чтобы объекты из одной группы были более похожи друг на друга, чем на объекты из других кластеров по какому-либо критерию. Параметры кратерных полей, которые рассматриваются как входные переменные, включают в себя высоту кластера над средней поверхностью Марса Helev, число кратеров в кластере N , средний размер кластера D_{med} , нормированные массы фрагментов (M_1/M_0 , M_2/M_0 и т.д.) (где M_i – масса фрагмента, а M_0 – суммарная масса всех фрагментов). Массы оцениваются по размеру ударника для каждого кратера в кластере, сам размер ударника определяется по соотношению подобия для кратеров [3].

Число выделяемых групп варьируется в зависимости от выбранного метода; при этом независимо от метода в отдельные группы выделяются кластеры с доминирующим главным кратером, и кластеры с большим количеством относительно небольших кратеров. Третья часто выделяющаяся группа – это группа, в которой есть два сравнимых больших кратера. Построенные кумулятивные распределения кратеров в кластерах по массе показали, что наклон распределения значимо отличается для группы с небольшими кратерами. Кластерный анализ предложил разделение на группы, коррелирующее с ранее предложенными классификациями кластеров. Попытки найти разбиение на группы, отражающее связь между высотой над средней поверхностью и средним размером кластера, не привели к положительному результату, также не просматривается зависимость числа кратеров от высоты над средней поверхностью.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации № 125012200624-5.

Литература:

1. Daubar I.J. and 17 coauthors. New Craters on Mars: An Updated Catalog // Journal of Geophysical Research (Planets). 2022. 127. Id. e2021JE007145.
2. Podobnaya E., Glazachev D., Popova O., Ivanov B. Classification of craters clusters in the expanded catalog of fresh impact sites on Mars. // Solar Syst. Res. 2025. 59. (in print).
3. Holsapple K.A., Housen K.R., 2007. A crater and its ejecta: An interpretation of Deep Impact // Icarus. 191. (2). P. 586-597.

ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА КОМЕТЫ C/2021 S3 (PANSTARRS) ПО
НАБЛЮДЕНИЯМ В 2024 Г.

Кохирова Г.И.¹, Рахматуллаева Ф.Д.^{1*}

¹ – Институт астрофизики Национальной академии наук Таджикистана, Душанбе,
Республика Таджикистан

* rahmat.firuza@gmail.com

Мы представляем результаты фотометрических наблюдений кометы C/2021 S3 (PANSTARRS), выполненных в послеперигелийный период в обсерватории Санглох Института астрофизики НАНТ. Мониторинг проведен в течение 5 ночей в июне-июле 2024 г. на телескопе Цейсс-1000 с использованием широкополосных фильтров B, V и R системы Джонсона-Козинса. Обработка изображений выполнена по стандартной процедуре с использованием утилиты Тихо [1] и каталога Атлас [2], апертура измерений выбрана с учетом отношения сигнала к шуму. Измеренные видимые и абсолютные звездные величины показывают увеличение яркости кометы на около 1^m с июня по июль, связанной с локальным пылевым выбросом. На это также указывает морфология изображений кометы и параметр пылепроизводительности. Комета находилась на гелиоцентрическом расстоянии 2.2-2.7 а.е. и в ней все еще происходили активные процессы под воздействием солнечного нагрева.

Литература:

1. Tycho. URL: <https://www.tycho-tracker.com> (дата обращения: 25.04.2025).
2. STAR Atlas:PRO Astronomy Software. URL: <https://www.staratlaspro.com> (дата обращения: 25.04.2025).

НАБЛЮДЕНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЯ АСЗ В АФИФ

Рева И.В.^{1*}, Кругов М.А.¹, Серебрянский А.В.¹, Айманова Г.К.¹, Шестакова Л.И.¹,
Щербина М.П.²

¹ – ТОО «Астрофизический институт имени В.Г.Фесенкова», Алматы, Казахстан

² – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* alfekka@list.ru

Введение.

Поиск и наблюдение астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ) – очень важная задача на сегодняшний день. Столкновение такого тела с Землей может привести к катастрофическим последствиям. Масштабы этих последствий зависят от размеров и скорости АСЗ, а также от его состава. В то же время своевременное обнаружение этих тел и последующее детальное исследование – задача сложная, из-за неблагоприятных условий наблюдений, небольших размеров, низкого альбедо и ряда других причин.

Традиционными методами исследования астероидов являются фотометрия, спектрофотометрия и поляриметрия, которые независимы и взаимно дополняют друг друга. Эти методы позволяют определить их форму, структуру, а также дает возможность изучить их химико-минеральный состав.

Наблюдения АСЗ проводятся в АФИФ на Обсерватории Ассы-Тургень им. академика Т.Б. Омарова (АТО) и Тянь-Шаньской Астрономической Обсерватории (ТШАО).

Средства мониторинга АСЗ.

ATO:

1) RC500, с измененной оптической схемой, имеет апертуру 50 см, поле зрения (FOV) $\sim 1.5^\circ \times 2^\circ$. Используется для наблюдения за объектами околоземного космического пространства (ОКП);

2) Широкоугольная Оптическая Система, разработанная и созданная в АФИФ, с апертурой 40 см, FOV $\sim 2.5^\circ \times 3.5^\circ$, используется для оптический обзора ОКП;

3) Цейсс-800М, с апертурой 80 см и измененной оптической схемой для работы в прямом фокусе. Используется для сопровождения объектов ОКП, фотометрических наблюдений и кампаний обнаружения объектов;

4) АЗТ-20 с апертурой 151 см и измененной оптической схемой для работы в прямом фокусе. Модернизация проведена силами АФИФ. На телескопе в прямом фокусе установлен VPHG-спектрограф собственной разработки. Инструмент используется для спектральных наблюдений, фотометрии предельно слабых по яркости объектов.

ТШАО:

Цейсс-1000 «Восточный» с апертурой 100 см, измененной оптической схемой для работы в прямом фокусе. Используется для фотометрических наблюдений.

Фотометрические наблюдения астероидов.

Определение периодов вращения, диапазона возможных размеров по кривым блеска малоизученных астероидов:

1. 21183 (1994 EO2). Пересекает орбиту Марса, большая полуось орбиты ~ 2.296 а.е., эксцентриситет 0.28, наклонение 23.09. H=14.2, альбедо 0.43.

2. 43976 (1997 GQ14). Потенциально опасный, H=14.2, диаметр ~ 1.5 км и альбедо 0.15. Большая полуось ~ 1.5 а.е., эксцентриситет 0.2 и наклонение 5 градусов.

3. 70770 (1999 VN36) – астероид главного пояса, эксцентриситет 0.301, большая полуось ~ 2.571 а.е.

4. 45375 (2000 AZ115) – астероид главного пояса. Большая полуось ~ 2.379 а.е., эксцентриситет 0.283

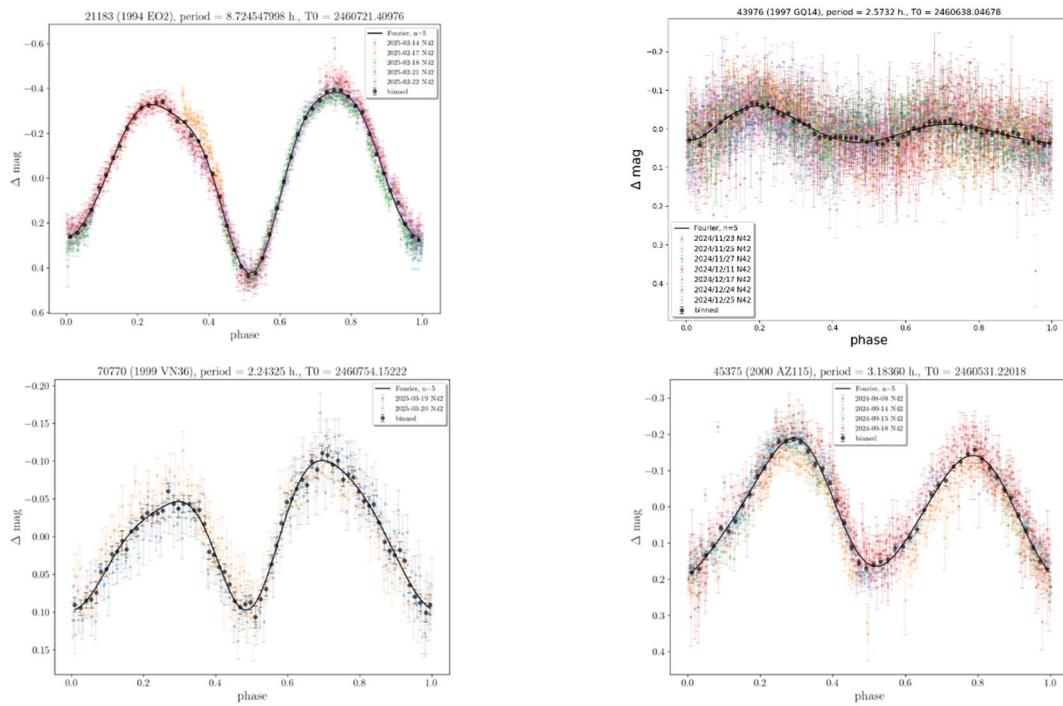


Рисунок 1. Фазовые кривые выбранных (малоизученных) астероидов

Наблюдения событий покрытия звезд астероидами. Наблюдения событий покрытия звезд астероидами для определения их формы, уточнения параметров орбит, поиска возможных спутников и колец в рамках кооперации IOTA-EA. Пример кривой блеска события покрытия звезды GAIA DR3 903878551799227008 астероидом 634 Hektor показан на Рисунке 2.

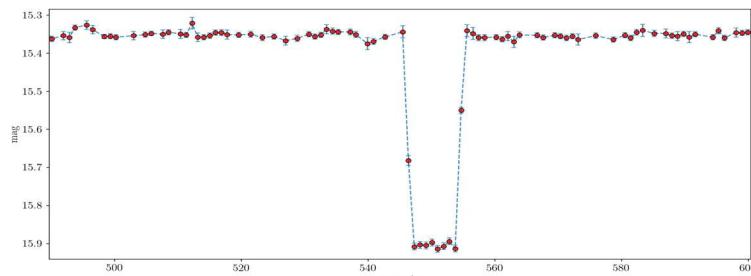


Рисунок 2. – Кривая блеска GAIA DR3 903878551799227008 по результатам наблюдений покрытия ее астероидом 634 Hektor.

Спектральные исследования астероидов.

Таксонометрия и обнаружение эмиссии щелочных металлов. Исследования проводятся в кооперации с ИНАСАН. Пример спектров отражения и сравнение с другими проектами, показаны на Рисунке 3 и Рисунке 4.

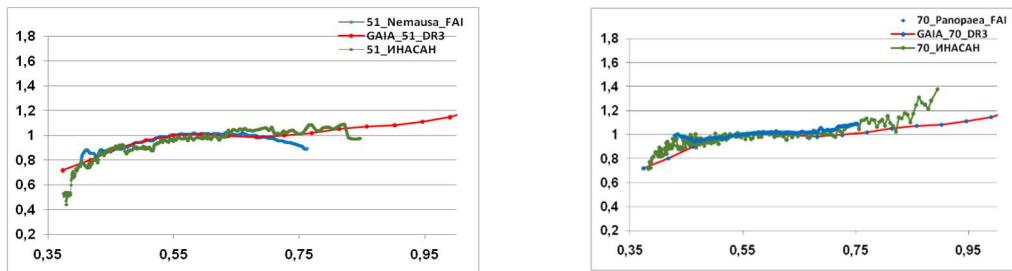


Рисунок 3 - Спектры отражения астероидов класса С и подкласса Ch (голубые линии - по наблюдениям АФИФ, зеленые - ИНАСАН и по базе данных GAIA DR3 - красная линия.

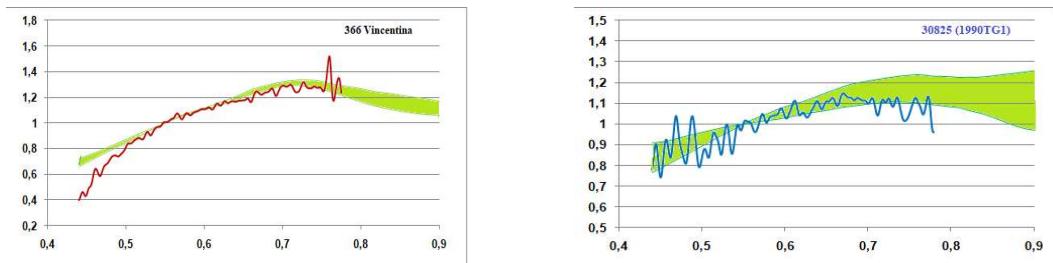


Рисунок 4 - Нормированные спектры отражения астероидов по наблюдениям АФИФ.

Проведены спектральные наблюдения астероида Дидимос во время столкновения зонда миссии DART. Проведен анализ полученных спектральных наблюдений [1], [2].

Работы ведутся в рамках сотрудничества с Asteroid Photometry Team (международная коллаборация по исследованию астероидов, сближающихся с Землей), Ariane Group SAS (Франция) по сотрудничеству в области наблюдения за космическим пространством, Факультетом Математики, Физики и Информатики Коменского Университета (Братислава, Словакия) по задаче спектрофотометрической идентификации объектов ОКП, Международным Альянсом Виртуальных Обсерваторий в области обмена архивными данными, IOTA-EA, DART/HERA.

Благодарность

Исследование финансируется Аэрокосмическим комитетом Министерства цифрового развития, инноваций и аэрокосмической промышленности Республики Казахстан (№ BR 20381077) «Создание сети телескопов Казахстана для развития национальной системы космической ситуационной осведомленности»

Исследование финансируется Комитетом науки Министерства образования и науки Республики Казахстан (программа № BR21881880) «Создание астрономического исследовательского хаба с использованием казахстанских и международных оптических инструментов и инновационных технологий»

Исследование финансируется Комитетом науки Министерства образования и науки Республики Казахстан (программа № BR20280974) «Программа фундаментальных астрофизических исследований в Казахстане: наблюдения и теория».

Литература:

1. Shestakova, L.I., Serebryanskiy, A.V., Krugov, M.A., Aimanova, G.K., Omarov, C.T., 2022. Signs of emissions of alkali metals Na I, Li I, and K I during first minutes after dart probe crash on Dimorphos // Research Notes of the American Astronomical Society. 2022. 6. P. 223.
2. Shestakova L., Serebryanskiy A., Aimanova G. Observations of alkaline emissions Na I, K I and Li I during first minutes after DART probe impact on Dimorphos // Icarus. 2023. P.400.
3. Moskovitz N., Thomas C., et al. Photometry of the Didymos System across the DART Impact Apparition // The Planetary Science Journal. 2024. 5(2). Id. 35.
4. Dover L., Lowry S., et al. Physical modelling of near-Earth asteroid (23187) 2000 PN9 with ground-based optical and radar observations // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 525. P. 4581-4595.

ПОЛЯРИЗАЦИОННАЯ КМОП-КАМЕРА QHY550P, ПЕРВЫЙ ОПЫТ
ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В КРАО

Румянцев В.В.^{1*}, Бирюков В.В.¹

¹ – Крымская астрофизическая обсерватория РАН, Научный, Россия

* rum@craocriemea.ru

В докладе представлен первый опыт использования поляризационной камеры QHY550p на основе кмоп-сенсора Sony IMX250MZR для наблюдения астрономических объектов. Наблюдения проводились в КрАО на 2.6м телескопе Шайна. Приводятся характеристики прибора, методика поляриметрических наблюдений для измерения линейной поляризации. Возможности использования поляриметрической камеры демонстрируются на примерах наблюдений малых тел солнечной системы.

О МЕТЕОРОИДНОЙ ОБСТАНОВКЕ МЕЖДУ ЗЕМЛЁЙ И ВЕНЕРОЙ

Рябова Г.О.^{1*}

¹ – Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики,
Томский государственный университет, Томск, Россия

* galina.ryabova@mail.tsu.ru

История прямых измерений потока межпланетных пылевых частиц в пространстве между Землёй и Венерой началась с АМС «Венера-2». Всего с 1965 по 2010 год измерения проводились во время 8 миссий. Затем последовал перерыв, длищийся до сих пор. Однако на ближайшие десять лет запланирован целый ряд миссий: российская Венера-Д (2031 год [1]), миссии Европейского Космического Агентства: EnVision (2031 год), LISA (2035 год); миссии НАСА: DAVINCI (2030 год), VERITAS (2031 год). Соответственно, повысился интерес к метеоридной и астероидной обстановке в пространстве от Земли до Венеры. Обзор, представленный в данном докладе, касается исследований последних 10–15 лет. Некоторые из них, наиболее интересные и/или важные, перечислены ниже.

Впервые существование пылевого кольца вдоль орбиты Венеры было найдено по измерениям миссии Helios [2]. По наблюдениям с КА PSP [3] ширина кольца составляет $0.043 \text{ а.е.} \pm 0.004 \text{ а.е.}$, а плотность пыли выше зодиакальной на 10%. Смоделировать кольцо Венеры в результате миграции пыли не удалось; вероятность захвата оказалась низкой, хотя причина этого не ясна [4]. Pokorný & Kuchner [5], выяснили, что существует только один источник, дающий необходимую плотность кольца, а именно астероиды-коорбитали (или астероиды-компаньоны, находящиеся в орбитальном резонансе 1:1 с Венерой). Кольцо возникло либо из-за разрушения астероида, либо постоянно пополняется вследствие медленного измельчения популяции астероидов.

В настоящее время известны 7 коорбиталей Венеры с хорошо определёнными орбитами и эксцентриситетами $e > 0.3$. Коорбитали с $e < 0.3$ пока не найдены, что не удивительно, учитывая сложные условия наблюдения, в том числе для космических телескопов. Однако это не исключает их существования. Верхний предел количества коорбитальных астероидов с $e < 0.3$ ярче 21-й звёздной величины (примерно 400–900 м в диаметре) оценивают как $N = 18^{+30}_{-14}$ [6].

Орбитальные резонансы могут также образовывать уплотнённые струи в зодиакальном пылевом облаке. Для метеоридных потоков некоторые исследования проводились, например, в потоке Геминид было найдено несколько чётко выраженных резонансов, в который захватывались только крупные частицы, массой 0.003–0.3 г [7]. Для межпланетного пылевого облака внутренней Солнечной системы таких исследований прискорбно мало.

Метеоридные потоки в пространстве состоят преимущественно из крупных метеоридов (порядка 10^{-5} г и больших), поскольку меньшие частицы уходят из потока под действием радиационных эффектов. Метеоридные потоки наблюдались на КА, например, след кометы 45P/Honda-Mrkos-Pajdušáková наблюдался на КА Helios [8]; также делались оценки для КА Venus Express [9]. Гелиоцентрическая скорость метеоридов этой кометы вблизи Венеры 25 км/с, а вблизи Земли — 27 км/с (метеорный поток α Capricornids), т.е. относительно небольшая. У потока Персеид она вдвое выше.

Количество зарегистрированных астероидов, сближающихся с Землёй на ноябрь 2024 г., превышает 36 тысяч [10]. Диаметр самых маленьких равен нескольким метрам (оценка по абсолютной звёздной величине в зависимости от альбедо). Проблема, однако, состоит в том, что регистрируется менее чем 0.5% таких объектов [11], незарегистрированными остаются миллионы [12]. Главным источником малых и/или слабых астероидов являются резонансы [11, Tabl. 1].

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSWM-2024-0005).

Литература:

1. Zelenyi L.M., Koralev O.I., Zasova L.V. et. al. Venera-D mission for comprehensive study of Venus // The Fifteenth Moscow Solar System Symposium 15M–S3. Abstracts. Moscow, 2024. P. 84.
2. Leinert C., Moster B. Evidence for dust accumulation just outside the orbit of Venus // A&A. 2007. 472. P. 335–340.
3. Stenborg G. et al. Pristine PSP/WISPR observations of the circumsolar dust ring near Venus's orbit //The Astrophysical Journal. 2021. 910(2). P. 157.
4. Sommer M., Yano H., Srama R. Effects of neighbouring planets on the formation of resonant dust rings in the inner Solar System //Astronomy & Astrophysics. 2020. 635. P. A10.
5. Pokorný P., Kuchner M. Co-orbital Asteroids as the Source of Venus's Zodiacal Dust Ring //The Astrophysical Journal Letters. 2019. 873(2). P. L16.
6. Pokorný P., Kuchner M. J., Sheppard S. S. A deep search for stable Venus co-orbital asteroids: limits on the population //The Planetary Science Journal. 2020. 1(2). P. 47.
7. Ryabova G. O. On mean motion resonances in the Geminid meteoroid stream //Planetary and Space Science. 2022. 210. Id. 105378.
8. Krüger H. et al. Helios spacecraft data revisited: detection of cometary meteoroid trails by following in situ dust impacts //Astronomy & Astrophysics. 2020. 643. P. A96.
9. Vaubaillon J., Christou A. A. Encounters of the dust trails of comet 45P/Honda-Mrkos-Pajdusakova with Venus in 2006 //Astronomy & Astrophysics. 2006. 451(2). P. L5-L8.
10. Asteroids and Planetary Defence
URL: https://www.esa.int/Space_Safety/Planetary_Defence/Asteroids_and_Planetary_Defence
(Дата обращения: 19.02.2025).
11. Deienno R., Denneau L., Nesvorný D. et al. The debiased Near-Earth object population from ATLAS telescopes // Icarus. 2025. 425. Id.116316.
12. Harris A.W., Chodas P.W. Update of NEA population and survey completion // In: Asteroids, Comets, Meteors Conference, held 18–23 June, 2023 in Flagstaff, Arizona. 2023. Abs. Id. 2519.

ОРБИТАЛЬНАЯ ЭВОЛЮЦИЯ ОКОЛОЗЕМНЫХ АСТЕРОИДОВ, СВЯЗАННЫХ С МЕТЕОРОИДНЫМ ПОТОКОМ АНДРОМЕДЫ

Сергиенко М.В.^{1*}, Нефедьев Ю.А.¹

¹ – Казанский (Приволжский) федеральный университет, Казань, Россия

* maria_sergienko@mail.ru

Астероиды, кометы и метеороиды наряду с планетами составляют население Солнечной системы. Астероиды могут быть каменистыми, кремниевыми или железными в зависимости от химического состава объекта, тогда как кометы представляют собой конгломерат смерзшейся пыли и газа. При прохождении кометы через перигелий за счет нагрева происходит высвобождение газа, и освобожденные частицы пыли вырываются с поверхности кометы. Скорости высвобожденных частиц малы, и поэтому они двигаются по схожим с орбитой кометы гелиоцентрическим орбитам. Кометные ядра образовались в момент формирования Солнечной системы, тогда как время жизни метеороидного потока не превышает нескольких сотен лет, поэтому их одновременное появление невозможно. Также нельзя исключать возможность распада кометного ядра под действием внешних сил, а также импактный сценарий. Важными научными задачами являются исследование отделения потухших комет из числа обычных астероидов и разработка метода, с помощью которого возможно было бы идентифицировать эти объекты. Исследования в данном направлении уже проводились, например, в работах [1] и [2].

Метеороидный поток Андромедиды интересен тем, что его связывают с кометой 3D/Biela, которая сначала несколько раз распадалась (в 1842, 1843, 1846 и 1852 годах) [3], а потом и вовсе была потеряна [4], поэтому и имеет в своем названии букву “D”. В моменты фрагментации кометы 3D/Biela фиксировалась разная метеорная интенсивность: в моменты первых распадов (в 1842 и 1843 годах) наблюдалась очень сильная метеорная активность, в дальнейшем активность падала, впоследствии, в начале 20-го века, активность была порядка нескольких метеоров в час. Вероятно, сильная метеорная активность была вызвана фрагментацией кометы 3D/Biela. В дальнейшем, в 1859 году, комета перестала появляться, и был сделан вывод, что она распалась на осколки [5].

Предположение о полном распаде кометного ядра и породило наши исследования. В рамках концепции о существовании угасших комет и их осколков, нами было сделано предположение, что фрагменты распавшейся кометы 3D/Biela являются угасшими остатками и могут быть найдены среди астероидов. Была поставлена цель проанализировать группы околоземных астероидов на поиск связей с метеороидным потоком Андромедиды. В работе [6] нами был произведен анализ генетических связей метеороидного потока Андромедиды с околоземными астероидами с помощью авторского синтетического метода [7]. Связи были выявлены только в группе Аполлона. В данном исследовании использовались орбиты астероидов из базы данных Jet Propulsion Laboratory [8] и орбиты метеороидов из телевизионных каталогов метеорных орбит: Meteoroid Orbit Database v3.0, CAMS [9], EDMOND 5 v.04 Европейской метеорной сети [10] и каталог SonataCo [11]. Астероид считался связанным с метеорным потоком, если общий фактор связи Р был выше или равен 0.5 сразу по всем использованным телевизионным каталогам метеорных орбит. При исследовании с помощью синтетического метода из используемых телевизионных каталогов было отождествлено 550 астероидов из каталога SonataCo, 22 астероида из CAMS и 177 астероидов из базы EDMOND с различными факторами Р. Из полученных астероидов были отобраны только те, значения критериев синтетического метода для которых выполняются с индивидуальными факторами Р больше или равно 0.8 и общим фактором Р больше или равно 0.5. Наши исследования показали, что связь с метеороидным потоком Андромедиды

имеют околоземные астероиды группы Аполлоны: 2003 UQ25, 2004 GB2, 2009 WJ1, 2015 VY105, 2016 UP36, 2020 SR7, 2021 EN4, 2021 FD.

Отобранные нами в работе [6] астероиды были проанализированы в настоящей работе. Анализ был проведен внутри группы родительских тел с использованием независимых критериев Ашера и Саутвортса-Хоккинса, а также были проанализированы орбитальные параметры данных астероидов и изучена их орбитальная эволюция. Для данных астероидов неизвестен диаметр, поэтому была использована формула для вычисления эквивалентного диаметра, в которую входят данные об альбедо и абсолютной звездной величине. Альбено также не определен, поэтому использовали диапазон от 0.05 до 0.25, что показывает яркий и темный объект соответственно. Согласно вычисленным данным по диаметру все астероиды небольшого размера. По значениям постоянной Тиссерана относительно Юпитера нас особенно интересуют те астероиды, которые двигаются по кометным орбитам, то есть имеют Т относительно Юпитера менее 3.1 или близко к 3 (орбита переходной природы). Астероиды (2021 FD), 523816 (2009ST103), (2012 EL5), 2009WJ1, (2021 EN4), (2003 UQ25), (2016 UP36) выделяются по постоянной Тиссерана относительно Юпитера, как движущиеся по кометной ($T < 3.1$) и переходной орбите ($T \approx 3$). Согласно связям между отождествленных астероидов внутри группы родительских тел можно отметить, что по критерию Саутвортса-Хоккинса выявлены связи между астероидами 2020 SR7 с 2021 FD и 2016 FC14; 2021 FD с 2021 EN4, 2020 SR7 и 2003 UQ25; 2021 EN4 с 2021 FD и 2004 GB2; 2003 UQ25 с 2021 FD и 2016 FC14; 2015 VY105 с 2016 UP36; 2004 GB2 с 2021 EN4; 2016 UP36 с 2015 VY105; 2016 FC14 с 2020 SR7 и 2003 UQ25. По критерию Ашера наблюдается хорошее согласие внутри группы родительских тел, но менее связаны между собой астероиды 2009 ST103 и 2021 EN4, так значение критерия Ашера больше, чем 0.2.

Орбитальная эволюция для отождествленных с метеоридным потоком Андромедид астероидов была проведена с помощью авторской программы на языке Python интегрирования орбит астероидов назад на длительные интервалы времени. Программа моделирует движение астероида в Солнечной системе с учётом гравитационного влияния планет и эффекта Ярковского, затем визуализирует изменения его орбитальных параметров. Эффект Ярковского реализован в упрощенном виде: упрощённая модель добавляет небольшое ускорение (10^{-15} м/с^2) вдоль оси x к астероиду, имитируя тепловое излучение, которое меняет его орбиту. Для повышения точности эффект Ярковского нужно моделировать с учетом размера, формы и вращения астероида, что затрудняет вычисления. Производилось интегрирование уравнений движения, и реализовывалась симуляция для астероидных орбит. Было произведено моделирование орбит астероидов назад на 100000 лет назад с шагом 1000 шагов. Были учтено влияние всех планет. На каждом шаге сначала библиотека REBOUND вычисляла гравитационные силы между всеми телами, затем интегрировала уравнения движения (по умолчанию используется алгоритм IAS15 для высокой точности). После каждого шага интегрирования программа вычисляла параметры орбиты астероида. Были проанализированы резонансы отобранных астероидов с Юпитером и выбросы астероидов на резонансные орбиты.

Литература:

1. G. I. Kokhirova, P. B. Babadzhanov. Current knowledge of objects approaching the Earth // Solar System Research. 2023. 57 (5). P. 467–485.
2. P. Jenniskens, D. Robertson, C. A. Goodrich, M. H. Shaddad, A. Kudoda, A. M. Fioretti, M. E. Zolensky. Bolide fragmentation: What parts of asteroid 2008 TC3 survived to the ground? // Meteoritics & Planetary Science. 2022. 57 (9). P. 1641–1664.
3. Meteor showers: a descriptive catalog / [Kronk, G. W.] - Hillside NJ: Enslow, 1988.
4. Hawkins, G. S., Southworth, R. B., Steinon, F. Recovery of the Andromedids // Astronomical Journal. 1959. 64. P. 183.

5. Comets: a descriptive catalog / [Kronk G. W.] - New Jersey: Enslow Publishers, Inc. 1984. -p. 223.
6. Sergienko M.V., Andreev A.O., Nefedyev Y.A. The Andromedidis meteor shower and its genetic relationships with asteroids // Meteoritics & Planetary Science. 2023. 58 (1). Id. 6200.
7. Sergienko, M. V., Andreev, A. O., Nefedyev, Y. A. The modernized synthetic method for searching connections between Near-Earth objects // Meteoritics & Planetary Science. 2024. 59. Id. A381.
8. Jet Propulsion Laboratory. URL: http://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb_query.cgi. (Дата обращения: 25.04.2025)
9. Cameras for Allsky Meteor Surveillance. URL: <http://cams.seti.org/> (Дата обращения: 25.04.2025).
10. The EDMOND catalogue of meteor orbits.
URL: <https://www.meteorneWS.net/edmond/edmond/edmond-database/> (Дата обращения: 25.04.2025)
11. SonotaCo. A meteor shower catalog based on video observation in 2007-2008. // WGN, Journal of the International Meteor Organization. 2009. 37 (2). P. 55–62.

ПОСТРОЕНИЕ ТРЕХМЕРНОЙ МОДЕЛИ ФОРМЫ АСТЕРОИДА И ЕЕ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ

Толстой А.Л.^{1*}, Медведев Ю.Д.¹

¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

* al.tolstoy@iaaras.ru

В рамках данной работы разработан программный комплекс, реализующий аппроксимацию формы астероида по фотометрическим данным и параметрам вращения методом оптимизации параметров выпуклого многогранника, а также моделирование радиолокационных наблюдений на основе полученной формы. Целью работы является создание инструмента, позволяющего по доступным данным световых кривых получать трехмерную модель астероида и верифицировать её путём сопоставления модельных радиолокационных наблюдений с реальными.

Для параметризации выпуклого многогранника используется упорядоченные наборы векторов нормалей к граням и величин соответствующих площадей. Критерием для оптимизации параметров является минимизация среднеквадратического отклонения между моделируемыми и наблюдаемыми световыми кривыми. После определений оптимального набора пар нормаль-площадь решается следующая оптимизационная задача определения набора вершин и граней. Итоговая модель сохраняется в формате файлов, описывающих геометрию – «obj», содержащих данные о координатах вершин и том, как они объединяются в грани. Координаты приводятся в эклиптической астероидоцентрической системе координат. Такой формат удобен для последующей визуализации и численного моделирования.

Полученная фигура используется для моделирования радиолокационного изображения астероида в моменты времени соответствующие реальным радиолокационным наблюдениям. Это позволяет сравнивать полученное модельное изображение с реальными радиолокационными данными, служащими эталоном для верификации модели формы.

В рамках дальнейшей работы планируется дополнить программный комплекс методами оценки величины YORP-эффекта, как производной периода обращения вокруг своей оси вызванного действием солнечного излучения.

МАЛЫЕ ВОЗМУЩЕНИЯ В ДВИЖЕНИИ АСТЕРОИДОВ ГЛАВНОГО ПОЯСА

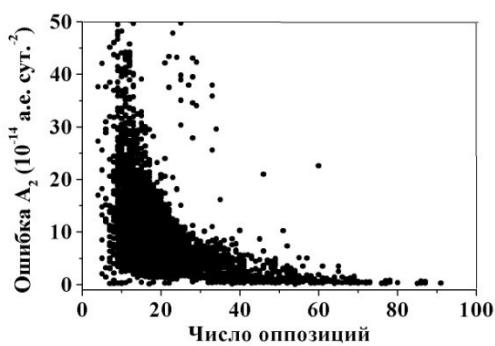
Кузнецов В.Б.¹, Чернетенко Ю.А.^{1*}¹ – Институт прикладной астрономии РАН, Санкт-Петербург, Россия

* cya@iaaras.ru

Для АСЗ можно считать общепринятым наличие в орбитальном движении негравитационного ускорения (НУ), вызываемого эффектом Ярковского (ЭЯ). При этом в оцениваемых параметрах НУ (параметр A_2) могут также присутствовать неточности модели движения, ошибки наблюдений, сложный вид зависимости НУ от физических параметров тела, возможная кометная активность, формируя в результате некоторое дополнительное ускорение (ДУ). Безусловно, НУ присутствует и в движении астероидов Главного пояса (ГП). Более того, предполагается, что это ускорение может вносить вклад в орбитальную эволюцию некрупных астероидов, способствуя переносу орбит из области ГП в область движения АСЗ. Поэтому интересно оценить его величину в движении этих астероидов.

Нами выполнены такие оценки с использованием позиционных наблюдений из каталога Международного центра малых планет [1] для астероидов ГП и АСЗ. Интегрирование уравнений движения и уравнений в вариациях выполнялось методом Эверхарта. В уравнения движения включены возмущения от всех больших планет, карликовых планет Плутона и Цереры, астероидов Паллада и Весты, в соответствии с эфемеридой DE440 [2]. Наблюдения исправлены за поправки каталогов [3]. Назначение весов выполнялось по схеме, предложенной в [4]. Для отбраковки ошибочных наблюдений применялся критерий χ^2 [5].

Анализ полученных результатов проводился следующим образом. Использовались критерии: $|A_2| > 3\sigma_{A_2}$, $> 5\sigma_{A_2}$, $> 10\sigma_{A_2}$. Этому условию удовлетворяют, соответственно, более 52 000 орбит, 9000 орбит, 500 орбит. Однако обнаруживается зависимость значения параметра и его ошибки от числа оппозиций, числа наблюдений, интервала наблюдений (все это взаимосвязанные величины). Рис. 1 показывает зависимость ошибки A_2 от числа оппозиций для выборки $|A_2| > 5\sigma_{A_2}$. Видно, что при числе оппозиций меньше 20–30 ошибка начинает быстро расти. Это же верно и для других выборок.

Рисунок 1. Зависимость ошибки A_2 от числа оппозиций для $|A_2| > 5\sigma_{A_2}$

Поэтому, основываясь на рис.1, надежными считались значения A_2 с ошибками $< 2.0 \cdot 10^{-14} \text{ а.е. сут.}^2$. Таких астероидов оказалось ~ 4000 (1200 – АСЗ, 2800 – ГП). На рис.2а показаны значения A_2 в зависимости от перигелийного расстояния, q . Рис. 2б показывает изменение большой полуоси, Δa , в год в результате действия НУ. Видно, что значения для астероидов ГП сопоставимы с АСЗ, что представляется маловероятным и может быть объяснено только тем, что полученные значения A_2 определены для астероидов ГП неточно или/и являются результатом действия ряда факторов.

Рассмотрим, какие факторы могут влиять на величину ДУ. Мы оценили влияние на получаемое значение A_2 различного набора возмущаемых астероидов, в качестве примера, для астероидов 61, 87, 208, 229, 465. Эти результаты приводятся в табл. 1.

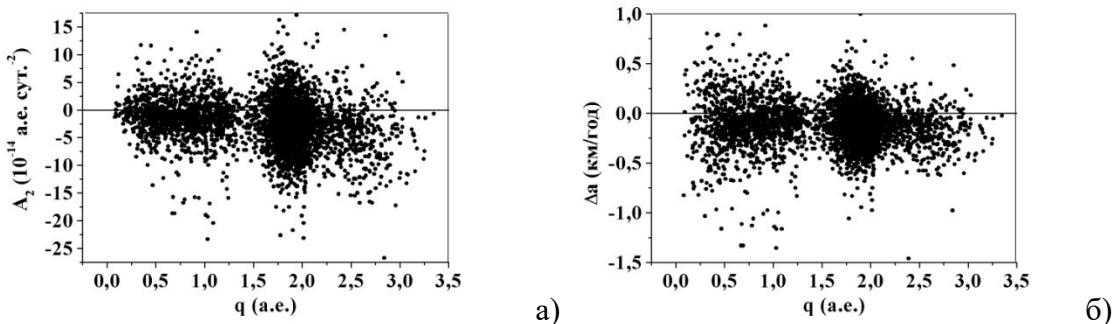


Рисунок 2. Значения A_2 (слева) и соответствующие изменения большой полуоси, Δa , (справа) в зависимости от перигелийного расстояния, q , для астероидов с ошибками $A_2 < 2.0 \cdot 10^{-14}$ а.е. сут $^{-2}$.

Таблица 1 – Оценка значений A_2 в зависимости от числа возмущаемых астероидов.

N	D (км)	$A_2 (10^{-14} \text{ а.е. сут.}^{-2})$		
		Церера, Паллада, Веста	16 крупных астероидов	298 астероидов
61	86	-9.0 ± 0.5	-8.0 ± 0.5	-7.8 ± 0.5
87	253	-11.1 ± 1.0	-7.5 ± 1.0	-6.9 ± 1.0
208	40	-13.7 ± 1.3	-14.0 ± 1.3	-11.4 ± 1.3
229	106	-17.3 ± 1.4	-18.5 ± 1.4	-19.7 ± 1.4
465	73	-15.4 ± 0.7	-4.6 ± 0.7	-4.9 ± 0.7

Наибольшие изменения можно отметить для астероида 465. Он сближается с астероидом 10 – до 0.04 а.е. и 0.09 а.е. и с астероидом 15 – до 0.02 а.е. и 0.04 а.е. Т.о., неучтенные гравитационные возмущения от астероидов ГП могут быть сравнимы по величине с полученными нами оценками ДУ (рис.2).

Существенный вклад в получаемые параметры ДУ могут вносить ошибки наблюдений и назначаемые им веса. Т.к. для оценок ДУ необходим большой интервал наблюдений (более 20-30 оппозиций), то в решение включаются фотографические наблюдения, основанные на опорных каталогах прошлого века относительно невысокой точности и с заметными систематическими ошибками. В табл. 2 [6] приведены средние значения О–С для некоторых каталогов, которые использовались в прошлом веке. Можно отметить также недостаточно точное согласование динамической и звездной систем координат: движение равноденствия составляло $-0.002''/\text{год}$, а поправка экватора $-0.060''$.

Таблица 2 – Средние значения О–С для двух вариантов решений [6].

Каталог	Средние О–С, без учета поправок каталогов			Средние О–С, с учетом поправок каталогов		
	Число наблюдений	$O-C_\alpha$ (mas)	$O-C_\delta$ (mas)	Число наблюдени й	$O-C_\alpha$ (mas)	$O-C_\delta$ (mas)
GSC	249137	-63.8	-63.7	238625	0.2	-35.6
AC	5518	-22.1	166.0	5281	71.8	174.2
SAO 1984	1201	277.2	-169.1	1175	324.8	-117.8

SAO	25478	-187.7	-208.6	24466	-66.0	-188.2
AGK 3	3578	-39.6	-32.6	3345	41.4	-11.7
ACRS	1360	-688.6	-43.8	1278	-518.0	-7.7
Lick Gaspra	221	-44.1	63.5	221	-14.6	20.2
Yale	33492	8.9	-678.3	32199	89.1	-582.2
GSC-2.3	40	249.9	-46.0	41	228.4	-23.5

В связи с большим интересом к активным астероидам (АА) мы также рассмотрели вопрос о том, можно ли уверенно определяемые значения A_2 объяснить действием кометной активности и выделить таким способом активные астероиды. Рассмотрены значения A_2 , которые в 10 и более раз превышают свои ошибки. Они показаны на Рис. 3 в зависимости от числа оппозиций (слева) и абсолютной звездной величины (справа). Видно, что существует некоторая зависимость значений A_2 от числа оппозиций (что тоже, от абсолютной звездной величины).

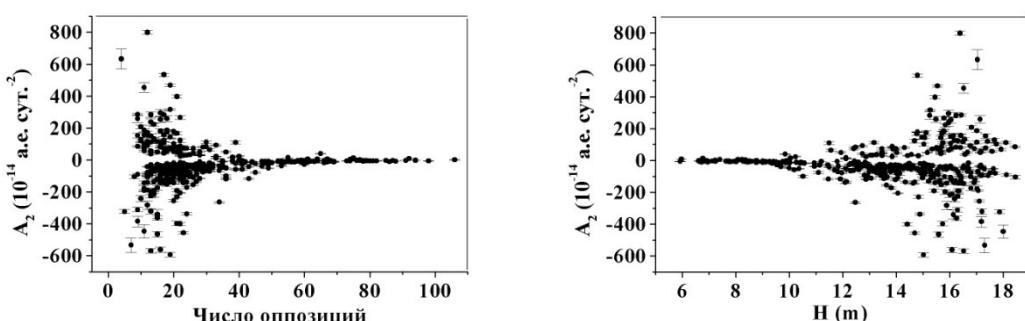


Рисунок 3. Значения A_2 ($|A_2| > 10\sigma_{A_2}$) в зависимости от числа оппозиций (слева) и абсолютной звездной величины (справа).

Выводы. Получаемые из наблюдений для астероидов ГП параметры ускорения A_2 могут являться суммой ряда факторов: негравитационные ускорения, неучтено в модели движения гравитационное влияние других астероидов, ошибки наблюдений, способы назначения весов и исключения ошибочных наблюдений. Даже при уверенном соотношении A_2 и его ошибки требуется дополнительное исследование для интерпретации полученного результата. Важны при этом соотношение среднеквадратических ошибок с учетом и без учета A_2 , т.е. значимость этого ускорения, модель движения, интервал наблюдений и их число.

Литература:

1. The Minor Planet Center. URL: <https://www.minorplanetcenter.net/> (Дата обращения: 25.04.2025)
2. Park R.S., Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The JPL Planetary and Lunar Ephemerides DE440 and DE441 // The Astronomical Journal. 2021. 161(3). P. 105.
3. Farnocchia D., S.R. Chesley, A.B. Chamberlin, D.J. Tholen. Star catalog position and proper motion corrections in asteroid astrometry // Icarus. 2015. 245. P. 94–111.
4. Vereš P., Farnocchia D., Chesley S.R., Chamberlin A. statistical analysis of astrometric errors for the most productive asteroid surveys // Icarus. 2017. 296. P. 10.
5. Carpino M., Milani A., Chesley S.R. Error statistics of asteroid optical astrometric observations // Icarus. 2003. 166. P. 248–270.
6. Кузнецов В.Б., Майгуррова Н.В., Медведев Ю.Д., Чернетенко Ю.А. Согласование опорной системы HCRF с динамической системой координат DE405 по наблюдениям астероидов // Известия ГАО в Пулкове. 2016. 223. С. 213–218.

ОПЫТ АСТРОМЕТРИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ ОКОЛОЗЕМНЫХ АСТЕРОИДОВ НА ЗЕЛЕНЧУКСКОЙ АСТРОНОМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ КФУ

Крячко Т.В.¹, Соловьев В.Я.², Шпекин М.И.²

¹ – Институт геологии рудных месторождений, петрографии, минералогии и геохимии РАН,
Москва, Россия

² – Казанский Федеральный университет, Казань, Россия

* michaels1@yandex.ru

Введение. В докладе представлены некоторые результаты астрометрических наблюдений астероидов на астрономической станции Казанского государственного университета за период 1995 – 2012.

Астрономическая станция КФУ расположена в Зеленчукском районе Карачаево-Черкесской республики в горах на высоте 2100 метров над уровнем моря. С момента создания станции в 1976 году она была предназначена для организации практической работы студентов кафедры астрономии. Кроме того, сотрудники станции проводили астрономические наблюдения на телескопах станции. Наблюдения велись на трех основных телескопах: телескоп-рефрактор Цейсс-400, телескоп-рефлектор системы Щмидта и менисковый телескоп Takahashi RC300.



Рисунок 1. Общий вид Северо-Кавказской астрономической станции казанского университета [1] (слева), часто называемой «Зеленчукская астрономическая станция», построенной в 1976 году на северном склоне горы Пастухова западнее телескопа БТА РАН. Телескоп Takahashi RC300 [1] (справа), установленный на станции в соответствие с договором между казанским университетом и ООО «Астротел».

Наблюдения астероидов. Первый астероид, открытый на станции, был найден в 1995 году на телескопе Цесс-400. Первооткрывателем стал Соловьев Владимир Яковлевич. Этому астероиду присвоено имя «KazanUniversity».

Дальнейшие наблюдения астероидов велись на Телескопе Takahashi RC300, установленном в 2008 году в павильоне, где ранее стоял телескоп Щмидта. Отличительной чертой Takahashi RC300 явилось то, что этот инструмент был автоматизирован: установлена ССД-матрица и выполнен вывод поля зрения телескопа на экран монитора. Затем на станции была установлена спутниковая антенна и реализована возможность вести наблюдения на Takahashi RC300 в удаленном режиме из Москвы.

Подавляющее число астрометрических наблюдений и открытий на этом телескопе выполнено Крячко Тимуром Валерьевичем.

Так в 2009 году Крячко Т.В. удалось получить 13688 астрометрических положений малых тел Солнечной системы, это 12 место в мире среди 438 обсерваторий и первое в России и СНГ (<http://www.cfa.harvard.edu/iau/special/CountObsByYear.txt>).

Кроме того, в 2009 году Т.В.Крячко открыл астероид 2009 QV38 семейства Кентавра (впервые в России), а также два астероида семейства Троянцев.

Результаты наблюдений 2009 года опубликованы в 76 публикациях (авторы Т.В.Крячко, А.В.Самохвалов, Б.Л.Сатовский, В.П.Горанский, Е.Н.Барсукова, В.Я.Соловьев) в изданиях: Minor Planet Electronic Circular (35), Minor Planet Circular (18), Peremennye Zvezdy Prilozhenie (10), СВЕТ (6), IAU Circular (5), Solar System Research (1).

В 2010 году получено 6261 астрометрических положений малых тел Солнечной системы, 781 нумерованных, 242 ненумерованных астероидов и 10 комет. Это первое место в России среди всех обсерваторий, наблюдающих астероиды. В мировом рейтинге АС КФУ заняла 23 место из 438 обсерваторий. Почти все эти наблюдения выполнены Т.В.Крячко на телескопе Астротел RC300. Т.В.Крячко был впервые в истории России (и СССР) открыт потенциально опасный для Земли (PHO) астероид 2010 WV8, подходящий на минимальное расстояние к Земле 479000 км.

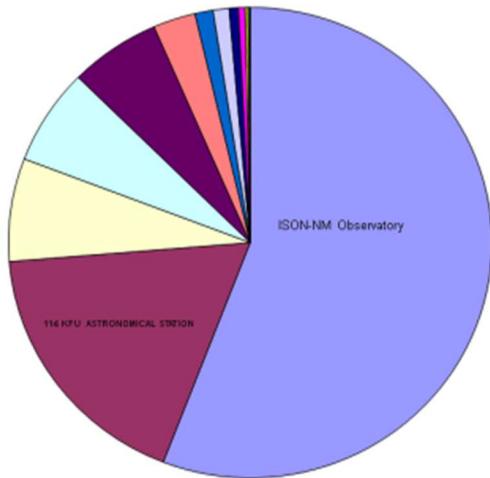


Рисунок 2. Число обнаруженных астероидов за период 2008-2012 в обсерваториях бывшего СССР (база данных Центра малых планет университета Гарварда, США)

Результаты наблюдений 2010 года. Результаты опубликованы в 40 публикациях (авторы Т.В.Крячко, А.В.Самохвалов, Б.Л.Сатовский, В.Я.Соловьев) в изданиях: Minor Planet Electronic Circular (23), Peremennye Zvezdy Prilozhenie (7) СВЕТ (2), IAU Circular (4).

В 2011 году получено 17441 астрометрическое положение малых тел Солнечной системы, это рекордное количество наблюдений для нашей станции, что позволило Астрономической станции КФУ занять 20 место в мире среди 463 обсерваторий и первое в России (<http://www.cfa.harvard.edu/iau/special/CountObsByYear.txt>). Открыто 150 новых астероидов. Результаты обнародованы в 51 публикации (авторы Т.В.Крячко, А.В.Самохвалов, Б.Л.Сатовский, В.Я.Соловьев, Д.В.Денисенко, С.Дж.Джорговский, Э.Дж.Дрейк, S.Korotkiy, D.G.Lambas, E.Romas, M.I.Shpekin) в изданиях: Minor Planet Circular (17), Peremennye Zvezdy Prilozhenie (10), Minor Planet Electronic Circular (9), СВЕТ (2). В 2012 году получено 3377 астрометрических положений малых тел Солнечной системы, это значительно меньше, чем в предыдущем году. Открыто 74 новых ненумерованных астероидов. Результаты обнародованы в 38 публикациях (авторы Т.В.Крячко, А.В.Самохвалов, Б.Л.Сатовский, В.Я.Соловьев, Aravena Rojas, G., Kravtsov, V.V., Samus, N. N.; и еще 89 других соавторов) в изданиях: Minor Planet Circular (12), Minor Planet Electronic Circular (2), СВЕТ (1), The Observatory (1), arXiv.org > astro-ph (1), Письма в АЖ (1), кроме того заслушаны доклады на научных конференциях без публикации (3).

Литература:

1. Шпекин М.И., Соловьев Я.В. Сторожевые башни планеты Земля на территории Казанского университета // Газета «Казанский университет». 2010. 23-24. С. 2515-2516.

АСТРОНОМИЧЕСКИЕ ОБОСНОВАНИЯ ОРГАНИЗАЦИИ РОССИЙСКОЙ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ И МОНИТОРИНГА МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ

Шустов Б.М.^{1*}, Золотарёв Р.В.¹, Шугаров А.С.¹

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

* bshustov@inasan.ru

При обсуждении проблемы астероидно-кометной опасности (АКО) из всего населения малых небесных тел (МНТ) выделяют потенциально опасные объекты (ПОО). Так называют астероиды (их подавляющее большинство) и кометы с MOID $\leq 0,05$ а.е. и абсолютной астероидной звездной величиной H $\leq 22,0$ (см., например, сайт JPL NASA https://cneos.jpl.nasa.gov/about/neo_groups.html). При типичном альбедо $\sim 0,15$ размер потенциально опасного астероида (ПОА) оценивается в ~ 140 м. В практическом плане это определение устарело. В современной трактовке проблемы АКО потенциально опасными телами считаются тела размером от 10 м. Опасность декаметровых ПОА была продемонстрирована во время Челябинского события 15 февраля 2013 г. (столкновения с Землей астероида размером ~ 17 м). Эта новая трактовка уже признается в том числе и специалистами JPL [1].

Изменение порога размеров опасных тел существенно меняет подход к проблеме их обнаружения. В настоящее время крупные ПОА размером от 140 м успешно выявляются и каталогизируются, уже достигнута полнота обнаружения на уровне $\sim 40\%$. Через 10–20 лет, после запуска космической миссии NEO Surveyor и наземного телескопа LSST, она приблизится к 100%.

Для тел размером ~ 50 м текущая полнота обнаружения не превышает 1%. Для 10 м тел, полнота обнаружения близка к нулю и будет оставаться таковой в течении многих десятилетий, поскольку 10 м тела на больших расстояниях ($> 0,1$ а.е.) не наблюдаются с никакими, даже самыми перспективными наземными техническими средствами. С другой стороны, именно столкновения с телами размером 10–50 м представляют основную значимую проблему на практически важной шкале времени в несколько ближайших десятилетий. По принятым оценкам тела размером ~ 10 м падают на Землю каждые 10–20 лет, а близкие проходы около Земли, в т.ч. внутри ГСО, случаются на порядок-два чаще, причем большая часть таких событий в настоящее время остается ненаблюдаемой. Поэтому обнаружение ПОА размером 10–50 м – это первоочередная и основная задача современной системы обнаружения, например, такой, какая предлагается в качестве подсистемы перспективной Системы информационной безопасности космической деятельности «Млечный путь» [2].

О крупных ПОА накоплено уже довольно много сведений. Обнаружение таких ПОА ведется вполне успешно и эти сведения доступны через мировые центры данных. В связи с этим, для России обнаружение крупных ПОА можно рассматривать не как главное направление, но как вклад в общемировую активность, а для перспективного проекта «Млечный путь» как дополнительную задачу.

В соответствии с этими посылами, и исходя из мировых тенденций, в докладе представлена концепция двухмодового подхода к решению проблемы обнаружения ПОА (см. также [3]). Краткие характеристики этих мод таковы:

Ближняя мода обнаружения (размер ПОА 10–50 м) – решает основную задачу

- время упреждения – 1–2 дня;
- время обзора небосвода – несколько часов;
- основные средства – телескопы видимого диапазона;

- нужно работать на пределе 19–20^m V, широкоугольными ($> 5^\circ$) малоапертурным телескопами (~50 см). Представляется оптимальным использовать мультиапертурные комплексы с общим полем зрения не менее 30° ;
- рациональное количество комплексов – 4 (южное и северное полушария), минимальное – 2.

Дальняя мода обнаружения (размер ПОА > 50 м) – решает дополнительную задачу

- время упреждения > 30 суток;
- время обзора всего неба < 5 суток;
- основные средства – телескопы видимого диапазонов;
- нужно работать на пределе 21-23^m V, широкоугольными ($> 3^\circ$) крупноапертурными ($\varnothing 1\text{--}2$ м) телескопами;
- рациональное количество телескопов – 2 (южное и северное полушария), минимальное – 1.

В докладе основное внимание уделено астрономическим обоснованиям выбора характеристик телескопов, реализующих эти две моды. Рассматриваются важные для организации наблюдений распределения ПОА по пространству, звездной величине и угловой скорости. Также кратко обсуждаются общие предложения по реализации технических средств ближней и дальней моды и необходимость согласования (стыковки) с космическим сегментом системы обнаружения. Более детальное обсуждение технических и других аспектов представлено в докладах коллег на данной конференции.

Сделан общий вывод, что двухмодовая система обнаружения опасных МНТ в российских условиях оптимальна. Она экономична (не нужно строить много крупных дорогих телескопов), и при этом обеспечивает решение и основной и дополнительной задач.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания, утвержденного Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 225020608981-1 Исследование объектов Солнечной системы (шифр – АВРОРА)).

Литература:

1. National preparedness strategy for near-Earth object hazards and planetary defense. National Science & Technology Council, 2023. URL: <https://www.whitehouse.gov/wp-content/uploads/2023/04/2023-NSTC-National-Preparedness-Strategy-and-Action-Plan-for-Near-Earth-Object-Hazards-and-Planetary-Defense.pdf> (Дата обращения: 25.04.2025).
2. Клюшников В.Ю., Пеньков М.М., Ступак Г.Г., Шустов Б.М., К вопросу создания системы безопасности космической деятельности в околоземном космическом пространстве // Космонавтика и ракетостроение. 2025. В печати.
3. Опасности и угрозы из космоса / [Шустов Б.М., Прохоров М.Е.] – М.: Знание-М., 2024. -275 с.

ПОЛЯРИЗАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ, АЛЬБЕДО И РАЗМЕРЫ АСТЕРОИДОВ,
СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЕЙ, ПО ДАННЫМ НАБЛЮДЕНИЙ В КРАО И
ОБСЕРВАТОРИИ ПИК ТЕРСКОЛ

Щербина М.П.^{1*}, Киселёв Н.Н.^{1,2}, Жужулина Е.А.², Карпов Н.В.¹, Шеин А.В.¹,
Соколов И.¹, Салахотдинова А.В.¹

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

² – Крымская астрофизическая обсерватория РАН, Научный, Россия

* morskayaa906@yandex.ru

Поляриметрия является одним из эффективных методов исследования физических свойств астероидов, позволяющая, например, определить геометрическое альбедо. Для этого используются эмпирические соотношения между альбедо и параметрами фазовой зависимости поляризации (ФЗП):

$$\log \rho_v = -0,71 \log P_{max} - 1,65 \quad [1]$$

$$\log \rho_v = -1,016 \log h - 1,719 \quad [2]$$

$$\log \rho_v = -1,331 \log P_{min} - 0,882 \quad [2]$$

где h – наклон поляриметрической кривой в точке инверсии, P_{max} и P_{min} – максимальная и минимальная степень ФЗП.

Объекты, сближающиеся с Землёй (ОСЗ), большая часть которых являются астероидами (АСЗ), в отличие от астероидов Главного пояса (АГП), из-за особенностей своих орбит, позволяют проводить поляриметрические измерения на существенно больших фазовых углах (до 120°–130°), где поляризация сильнее проявляет себя. что создает возможность получать более полные ФЗП, включая максимальную степень поляризации. Это, в свою очередь, помогает надежнее определять альбедо объектов, уточнять их классификацию и сравнивать с АГП.

В 2018 году в Крымской астрофизической обсерватории (КрАО) были созданы два идентичных апертурных фотоэлектрических поляриметра “POLSHAKH”. Они установлены на 2.6-м телескопе ЗТШ (КрАО) и 2-м телескопе Цейсс-2000 обсерватория Пик Терскол (филиал ИНАСАН). Оба поляриметра представляют собой двухканальные системы, позволяют одновременно измерять поляризацию в двух фотометрических полосах системы UBVRI. Инструментальная поляризация не превышает 0.04%, а точность измерений в полосе R достигает ~0.5% для объектов с блеском ~17 звёздных величин при суммарной экспозиции около 2.5 часов. Подробное описание конструкции и методики приведено в [3, 4].

Начиная с 2019 года на указанных телескопах проводится программа поляриметрического мониторинга объектов, сближающихся с Землей. К настоящему времени получены фазовые зависимости поляризации для 32 околоземных астероидов, причём для 29 из них эти данные были получены впервые, что является существенным вкладом в пополнение базы поляриметрических характеристик ОСЗ.

Все объекты представлены в сводной Таблице 1 (номера потенциально опасных выделены жирным, а объекты с впервые измеренной поляризацией — звёздочкой).

Обозначения колонок в Таблице: 1 – порядковый номер; 2 – обозначение АСЗ; 3 – диапазон наблюденных фазовых углов; 4 – динамический класс АСЗ; 5 – спектральный класс, согласно Tholen/SMASII [5]; 6 – геометрическое альбедо, согласно [5]; 7 – геометрическое альбедо, определенное, по найденным параметрам ФЗП h , P_{max} и P_{min} ; 8 – диаметр АСЗ, определенный по зависимости

$$\log D = 3,1236 - 0,2H_v - 0,5 \log \rho_v, \quad [6],$$

где H_v – абсолютная звездная величина, согласно [5]; 9 – место наблюдения.

Таблица 1 – Наблюдательные, физические и динамические параметры АСЗ.

№	Номер/имя АСЗ	Диапазон α град	Динамич. класс	Сп.кл	ρ_v NASA	ρ_v пол.	D, (км) пол	Обсерв.
I	2	3	4	5	6	7	8	9
1	4954 Eric *	36.7	Амур	? / S	0.176			Терскол
2	887 Alinda	41.3 – 39.6	Амур	S / ?	0.31			Терскол
3	1036 Ganymed	5.5 – 50.3	Амур	S / S	0.238			КрАО
4	1685 Toro	113.6 – 40.3	Аполлон	S / S	0.31	0.13	5.12	Тер/ КрАО
5	1862 Apollo *	8.3 – 68.3	Аполлон	Q / Q	0.25			КрАО
6	1980 Tezcatlipoca *	26.6	Амур	S? / S?	0.25			Терскол
7	2063 Bacchus *	47.8	Аполлон	? / Sq	0.203			КрАО
8	2201 Oljato *	82.8 – 90.0	Аполлон	? / Sq	0.433			Терскол
9	2212 Hephaistos *	38.3 – 120.0	Аполлон	SG / ?	0.163	0.15	6.9	Тер/ КрАО
10	3122 Florence *	50.3	Амур	? / S	0.231			Терскол
11	4486 Mithra *	7.9 – 53.5	Аполлон	? / ?	0.297			КрАО
12	5332 Davidaguilar*	30.6	Амур	? / ?	–			Терскол
13	6037 *	38.5 – 100.3	Аполлон	? / ?	–			Терскол
14	6611 *	61.7 – 65.3	Аполлон	? / V	0.16			Терскол
15	21374 *	23.0 - 14.9	Амур	? / ?	–			Терскол
16	25330 *	75.7 – 20.1	Аполлон	? / B	0.052	0.018	4.45	Терскол / КрАО
17	30825 *	49.1 – 99.3	Амур	? / ?	–			Терскол / КрАО
18	37638 *	47.4	Аполлон	? / ?	–			Терскол
19	52768 *	70.5 – 75.9	Аполлон	? / ?	–	0.12	2.34	КрАО
20	137126 *	36 - 81	Аполлон	? / Q	–			Терскол
21	143678 *	94	Амур	? / ?	–			Терскол
22	152787 *	54.2	Амур	? / ?	–			Терскол
23	159402 *	32.1 – 71.6	Амур	? / ?	–	0.12	1.79	Терскол / КрАО
24	162082 *	27.1 – 3.5	Аполлон	? / ?	–	0.35	0.33	Терскол / КрАО
25	163373 *	69.2 – 109.5	Аполлон	? / ?	–	0.15	0.95	КрАО
26	163899 *	78.2 – 79.7	Атон	? / ?	0.34			Терскол
27	417264 *	64.9	Амур	? / ?	0.062			Терскол
28	447755 *	75.7 – 85.3	Аполлон	? / ?	–			Терскол
29	741537 *	73.2	Атон	? / ?	0.246			КрАО
30	745311 *	58.6 – 66.7	Атон	? / ?	–	0.38	0.11	Terskol
31	(2020 WG) *	25.3 – 27.2	Аполлон	? / ?	–			Терскол
32	(2020 XR) *	104.3 – 88.5	Аполлон	? / ?	–			Терскол

Для дополнения наших результатов мы также использовали значения поляризации для 21 АСЗ из Asteroid Polarimetric Database [6] и других публикаций, чтобы расширить исследование. Для ряда астероидов были вычислены значения геометрического альбедо

несколькими методами по описанным выше формулам, а также значения диаметров (см. Таблицу).

Для 5 АСЗ было получено значение геометрического альбедо впервые, а также проведена оценка диаметров. Для астероида 2212 Hephaistos величина альбедо, полученная с помощью поляриметрических данных, совпадает с данной в базе NASA [5]. Различие оценок для 1685 Toro и 25330 может быть объяснено различными подходами для определения альбедо: так для 1685 в базе NASA [5] дано значение, полученное с помощью радиометрических исследований, а такой способ зависит от выбранной теплофизической модели; в отличие поляриметрические данные не требуют применения какой-либо выбранной модели, а значит, освобождены от подобных внесений искажений.

Литература:

1. Bowell E., Zellner B. Polarization of asteroids and satellites // Planets, Stars, and Nebulae Studied with Photopolarimetry. 1974. P. 381-404.
2. Lupishko D. F. Generalized calibration of the polarimetric albedo scale of asteroids // Solar System Research. 2018. 52. P. 98-114.
3. Kiselev N. N. et al. Asteroid (3200) Phaethon: results of polarimetric, photometric, and spectral observations // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 2022. 514(4). P. 4861-4875.
4. Шаховской Д.Н., Киселев Н.Н. и др. Двухканальные фотоэлектрические поляриметры (POLSHAKH) Крымской астрофизической обсерватории и обсерватории Пик Терскол: принципиальная схема, конструкция и результаты первых наблюдений // Научные труды ИНАСАН. 2024. 9(4). С. 165-176.
5. Small-Body Database Lookup. URL: https://ssd.jpl.nasa.gov/tools/sbdb_lookup.html (дата обращения: 20.03.2025).
6. Asteroid Polarimetric Database (APD). URL: <https://sbn.psi.edu/pds/resource/apd.html> (дата обращения: 20.03.2025).

Оценка рисков и методы парирования угроз



АППРОКСИМАЦИЯ ВЫТЯНУТОЙ ВДОЛЬ ОРБИТЫ ОБЛАСТИ ВОЗМОЖНОГО
ДВИЖЕНИЯ АСТЕРОИДА И ОЦЕНИВАНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ ЕГО
СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ

Батурина А.П.^{1*}

¹ – Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики,
Томский государственный университет, Томск, Россия

* apbaturin@mail.tsu.ru

Рассмотрен способ аппроксимации вероятностной области движения астероида, основанный на использовании переменных, учитывающих растяжение начальной доверительной области преимущественно вдоль траектории при значительном удалении начальной эпохи от интервала наблюдаемости. Показано, что в этом случае деформируется лишь одна (наибольшая) ось эллипсоида, изгибаясь вдоль траектории астероида. Это позволяет ввести новые переменные, в которых эта ось является криволинейной и аппроксимируется с помощью полиномов, а остальные оси являются прямолинейными. Доверительная область в новых переменных представляет собой эллипсоид, что позволяет легко заполнять ее облаком случайных точек и, таким образом, значительно увеличивать их число. Кроме того, показано, что при значительном удалении начальной эпохи от интервала наблюдаемости координаты и скорости заметно коррелируют, что упрощает аппроксимацию облака точек с помощью эллипсоида. Способ применен при оценке вероятности столкновения с Землей ряда потенциально опасных астероидов, сближающихся с Землей.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSWM-2024-0005).

КАЛЬКУЛЯТОР ОЦЕНКИ ПОСЛЕДСТВИЙ СТОЛКНОВЕНИЙ АСТЕРОИДОВ И КОМЕТ С ЗЕМЛЁЙ

Глазачев Д.О.^{1*}, Попова О.П.¹, Подобная Е.Д.¹, Шувалов В.В.¹, Артемьева Н.А.¹,

Светцов В.В.¹, Хазинс В.М.¹

¹ – Институт динамики геосфер имени академика М.А. Садовского, Москва, Россия

* glazachevd@idg.ras.ru

Удары космических тел (КТ) по Земле приводят к возникновению опасных эффектов, которые могут сразу после удара или впоследствии оказать вредное или губительное воздействие на человека, животных и растения, а также на хозяйствственные объекты. Одними из наиболее важных и опасных последствий падений астероидов и комет, являются разрушения на поверхности Земли, вызываемые ударной волной и тепловое излучение.

Последствия падения космических тел зависят от характера их взаимодействия с атмосферой. Существует два предельных сценария такого взаимодействия, один из них – это кратерообразующий удар, при котором космическое тело практически не теряет энергию при пролете через атмосферу, и вся энергия идет на образование кратера. Второй сценарий - так называемый «метеорный взрыв», при котором основная энергия выделяется в атмосфере.

Проведенное серийное численное моделирование позволило оценить параметры ударной волны, теплового излучения, энергию сейсмических волн и сейсмическую эффективность для метеорных взрывов и кратерообразующих ударов. Образующийся в результате удара атмосферный плюм поднимается на большие высоты (100-300 км) и порождает атмосферные возмущения, распространяющиеся на расстояния до тысяч километров. Для кратерообразующих ударов важными характеристиками являются размер кратера и параметры слоя выброса из кратера (толщина слоя выброса и количество расплава в выбросах).

Отдельное внимание уделялось переходным вариантам (для ударников диаметром 100-300 метров), для которых важно знать, какая часть начальной кинетической энергии выделяется в атмосфере, а какая доступна для образования кратеров. Для быстрых оценок этого соотношения использовали простую квазиэмпирическую модель типа "pancake", чьи параметры откалибровали по результатам численного моделирования.

На основе результатов моделирования были построены аппроксимационные соотношения для быстрой оценки важнейших параметров удара.

Предлагаемые соотношения зависят только от свойств космического объекта (размер, плотность, скорость и угол входа). Они были использованы в специально созданном интернет-калькуляторе [1], позволяющем быстро и достаточно точно оценивать различные эффекты падения космических тел.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания "Комплексное моделирование воздействия на внутренние и внешние геосфера внедряющихся космических тел и оценка последствий таких падений", утвержденного Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 125012200624-5).

Литература:

- Impact Effects. URL: <http://AsteroidHazard.pro> (дата обращения: 25.04.2025).

СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СИТУАЦИИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ ОРБИТАХ

Жумагулов А.Е.¹, Серебрянский А.В.¹, Рева И.В.¹, Воропаев В.А.²

¹ – Астрофизический институт имени В.Г. Фесенкова, Алматы, Казахстан

² – Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша, Москва, Россия

* zhumagulov@fai.kz

Околоземное космическое пространство (ОКП) с каждым годом пополняется всё большим количеством космических аппаратов (КА). По данным celestrak на середину Марта 2025 года [1] каталогизированных объектов в ОКП насчитывается 30116, из них: 11448 активные, 15672 не активные аппараты, причисляемые к космическому мусору (КМ). КМ может находиться на земной орбите достаточно продолжительное время. На низких орбитах, из-за наличия остаточной атмосферы, происходит процесс самоочищения орбит. Совсем иначе дело обстоит на геостационарной орбите, где объекты могут находиться очень долго, при этом их линейная скорость может достигать значений 4 км/сек.

Одной из главных угроз в ОКП является выход из строя действующих спутников вследствие столкновения с фрагментами КМ. Из-за высокой скорости даже обломки размером менее 1 см могут представлять опасность, поскольку способны повредить ключевые элементы и вывести из строя аппарат. Если же размеры мусора превышают 10 см, он практически гарантированно приведёт к разрушению КА. Хотя отдельные мелкие фрагменты не несут значительной угрозы, их огромное количество и хаотичность движения делают их крайне опасными. В результате, дальнейшее освоение космоса может оказаться невозможным, так как неконтролируемое увеличение количества космического мусора способно привести к так называемому синдрому Кесслера — цепной реакции, при котором столкновения КА создают всё больше обломков, что многократно повышает риск новых разрушений.

Наблюдения за ОКП ведутся в Астрофизическом институте имени В.Г.Фесенкова (АФИФ) фактически с момента запуска первого искусственного спутника Земли в 1957 году. За геостационарной орбитой систематические наблюдения ведутся уже несколько десятилетий.

Продолжая развитие региональной системы SSA в Казахстане, в АФИФ ежедневно рассчитываются прогнозы парных сближений (NME - Near-Miss Events) геостационарной орбиты (ГСО) и проводят наблюдения этих событий. За период с 2020 по 2024 год было проведено более 500 наблюдений таких событий. В данной работе мы приводим статистический анализ наблюдений NME, а также представляем результаты статистического анализа ситуации на геостационарной орбите в период с 2011 по 2024 год на основе 137 обновляемых каталогов ГСО, имеющихся в базе АФИФ.

Статистический анализ парных сближений объектов на ГСО выполнялся на основе прогнозов длительностью 120 дней. Обоснование такого выбора длительности прогнозов было дано в [3]. Прогноз составлялся для всех парных сближений, для которых абсолютное расстояние между объектами было в диапазоне от 1 до 200 км.

Мы используем эмпириическую зависимость среднесуточного числа парных сближений от расстояния между объектами [2]:

$$n(R) = \gamma \cdot R^\beta, \quad (1)$$

или,

$$\lg n(R) = \alpha + \beta \lg R, \quad (2)$$

где $\alpha = \lg\gamma$, График зависимости среднесуточного числа сближений $n(R)$, от взаимного расстояния lgR , за период 2011–2024 годы представлен на Рисунке 1. Анализ этой зависимости позволяет сделать следующие выводы:

1. количество сближений последовательно увеличивается с течением времени;
2. темпы роста числа сближений со временем слабо зависят от взаимного расстояния между объектами;
3. характер зависимости изменяется примерно на расстоянии 25 км.

Последний вывод объясняется, с одной стороны, увеличением погрешностей при расстояниях менее 25 км, так как число таких событий снижается в пределах прогнозируемого интервала времени (120 суток). С другой стороны, при больших значениях R начинает проявляться эффект насыщения (приближение к асимптотическому пределу).

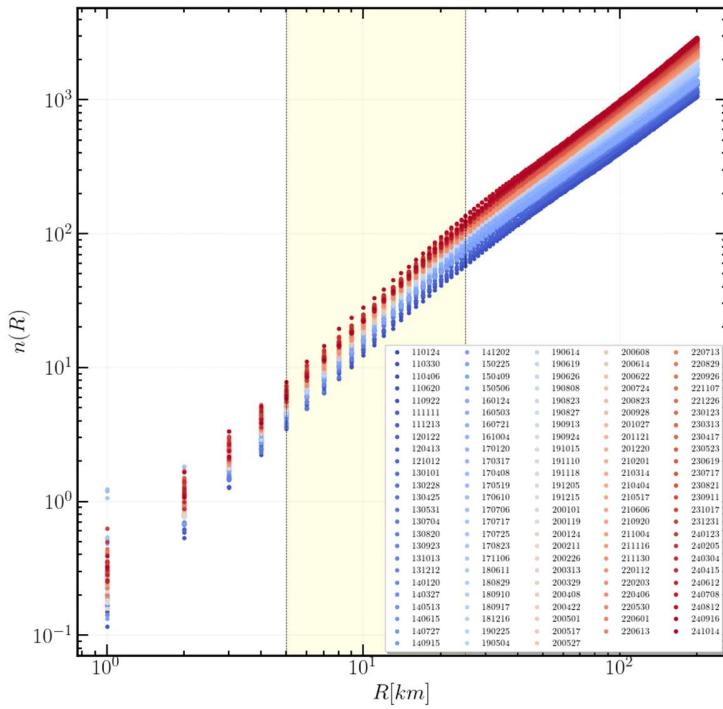


Рисунок 1. Зависимость среднесуточного числа парных сближений на геостационарных орbitах $n(R)$ от расстояния сближения R в период с 2011 по 2024 годы.

Для задачи обеспечения безопасности на ГСО интерес представляет статистика сближений на предельно малых расстояниях, которые можно считать событиями столкновений. Для оценки этой статистики мы используем зависимость (2) и диапазон расстояний от 5 км до 25 км, как это было сделано в наших предыдущих работах. Нижняя граница этого диапазона обусловлена достаточностью статистики для таких событий и точностью прогнозов. Верхняя граница выбрана из условия линейности зависимости (2). Значение коэффициента β не сильно изменяется со временем, что было указано так же в предыдущих работах. Значение этого параметра зависит от диапазона расстояний, выбранных для анализа. Поэтому, для более точного определения коэффициента α (в свою очередь значения $\gamma = 10^\alpha$) во второй итерации мы зафиксировали значение параметра β на среднем взвешенном за весь период значении, $\beta = 1.7915 \pm 0.0007$. Повторив линейную аппроксимацию зависимости (2) с фиксированным значением коэффициента β , мы определили значение коэффициентов α и γ .

Чтобы оценить число среднесуточных сближений на определенных расстояниях R в заданной эпохе E, перепишем выражение (2) в виде:

$$n_E(R) = 10^{\alpha(E)+\beta \lg R}, \quad (3)$$

где β - средневзвешенный коэффициент по всем эпохам каталогов $\alpha(E)$ - значение из линейной аппроксимации.

Точность определения положения аппаратов из наземных оптических наблюдений определяется, главным образом, значением синга и равно приблизительно 1", что для геостационарной зоны соответствует линейному размеру порядка 200 метров. Поэтому, если взять это значение в качестве опасного расстояния между КА, то среднесуточное число таких столкновений с коэффициентом $\beta = 1.7915 \pm 0.0007$ на эпоху E будет:

$$n_E(0.2) = 10^{\alpha(E)-1.2522}, \quad (4)$$

Взяв значения параметра α , можно сказать что среднесуточное количество сближений в 2011 году $n_{2011}(0.2) \approx 0.01296$, то есть одно опасное сближение в 77 суток, в 2020 году - $n_{2020}(0.2) \approx 0.01876$, или же одно сближение в 53 суток, в 2024 году $n_{2024}(0.2) \approx 0.02198$, или раз в 45 суток.

Далее, если учитывать средние габариты космических аппаратов, за столкновение можно считать расстояние порядка 20 метров, тогда при $\beta = 1.7915$ зависимость (2) будет:

$$n_E(0.02) = 10^{\alpha(E)-3.044}, \quad (5)$$

Тогда частота возможных столкновений КА на ГСО на основе данных каталога 2011 года была раз в 13 лет, в 2020 году раз в 9 лет, а в 2024 раз в 7.7 лет. Если такая динамика статистики опасных сближений КА сохранится, то к 2030 году столкновения космических аппаратов будет уже раз в 6 лет, а в 2040 году раз в 4 года.

Результаты подтверждают растущий риск столкновений в ГЕО из-за космического мусора. Наблюдаемые тенденции требуют разработки и внедрения усовершенствованных стратегий предотвращения столкновений и международного сотрудничества для снижения рисков и обеспечения долгосрочной устойчивости космической деятельности в ГЕО.

Благодарность

Данное исследование финансируется Комитетом науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан (грант №BR21881880). Мы выражаем благодарность инженерам и наблюдателям АФИФ за их эффективную и самоотверженную работу по получению ценных данных наблюдений с геостационарных спутников и поддержке оптической системы АФИФ для регулярного наблюдения за геостационарным регионом и обновления информации об объектах в ГЕО.

Литература

1. CelesTrak. SATCAT Boxescore. URL: <https://celestak.org/satcat/boxescore.php> (дата обращения 25.04.2025)
2. I. Demchenko and A.V. Didenko. Some statistical characteristics of near-miss events in geostationary zone. (Russian) // News of the National academy of sciences of the Republic of Kazakhstan. 2013. 291(5). P.32–36.
3. A. Serebryanskiy, Ch. Akniyazov, B. Demchenko, A. Komarov, et al. Statistical analysis of object congestion in the geostationary region // Acta Astronautica. 2021. 182. P.424–431.

ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ СИНДРОМА Д.КЕССЛЕРА

Ключников В.Ю.^{1*}, Пеньков М.М.^{1**}

¹ – АО «ЦНИИмаш», г. Королев, Россия

* klyushnikovvy@tsniiimash.ru, ** penkovmm@tsniiimash.ru

Как известно [1, 2], относительно неотвратимости синдрома Д.Кесслера (в строгом определении термина [1]) существуют полярные мнения.

Однако, в любом случае, по мере роста орбитальной группировки космического мусора (КМ), будет иметь место рост затрат на предоставление космических услуг / сервисов вследствие:

- снижения средней продолжительности активного функционирования КА из-за столкновений с фрагментом КМ или с другим КА;
- повышения темпов внепланового восполнения многоспутниковых группировок для замены КА, отказавших в результате столкновений с фрагментом КМ или с другим КА;
- необходимости принятия специальных мер по предотвращению столкновений и т.д.

По мере роста затрат спрос на предоставление космических услуг / сервисов будет падать. Следовательно, может наступить ситуация, при которой прибыль, получаемая компаниями-операторами, будет меньше затрат на создание, развертывание и поддержание спутниковых группировок.

Такую ситуацию можно интерпретировать как аналог синдрома Д.Кесслера: создание спутниковых группировок, по крайней мере коммерческих информационного назначения, потеряет смысл.

Литература:

1. Kessler D. J. Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit // Advances in Space Research. 1991. 11. P. 2637-2646.
2. Кисиленко В.С., Макаров Н.Ю., Марчук В.А., Яковлев М.В. Космический мусор в области низких околоземных орбит и эффект Кесслера // Космонавтика и ракетостроение. 2022. 2 (125). С. 89-98.

ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ И НАУЧНО-ПРИКЛАДНЫЕ АСПЕКТЫ РЕАГИРОВАНИЯ НА АСТЕРОИДНО-КОМЕТНУЮ ОПАСНОСТЬ

Савельев М.И.^{1*}

¹ – ФГБУ Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России (ФЦ), Москва, Россия

*savelev-22@mail.ru

С падением Челябинского метеорита 15 февраля 2013 года проблема защиты населения и территорий от поражающих факторов астероидно-кометной опасности (АКО) стала предметом научных изысканий [1] и объектом реагирования сил и средств Единой государственной системы предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций (РСЧС) на опасные небесные тела (ОНТ). Данная проблема стала ещё более актуальна для населения и территорий вследствие обнаружения 27 декабря 2024 года астероида 2024 YR4 с прогнозируемой вероятностью столкновения с Землёй более одного процента [2]. В данном контексте доклад посвящён рассмотрению фундаментальных и научно-прикладных аспектов синтеза системы управления рисками АКО и её структурных элементов на всём цикле управления рисками АКО.

За прошедшие десятилетие в отечественной науке прогресса по изучению астероидно-кометного вызова современности не наблюдалось. По-прежнему, как и до Челябинского события, научные изыскания по АКО разрознены и не объединены единым научным замыслом. В практическом плане существующие астрономические инструменты, позволяющие осуществлять мониторинг астероидов и комет, принадлежат различным организациям РАН, министерств и ведомств, а также учебным заведениям Минобрнауки России, что не позволяет в виду ограниченности их функциональных возможностей по обнаружению ОНТ и ведомственной разобщённости своевременно предупредить о космических угрозах. Данное обстоятельство предопределило потребность в предварительном математическом моделировании процессов по предупреждению об астероидно-кометной опасности и апробации моделей по результатам натурных наблюдений [3].

С позиции раннего предупреждения об АКО даётся сравнительный анализ применения астрономических инструментов по оценке параметров ОНТ, движущихся по столкновительным с Землёй траекториям. Приводятся особенности своевременного оповещения населения и территорий об астероидно-кометной опасности в контуре управления рисками АКО до и после создания специальной системы реагирования на астроидно-кометную опасность.

Представляется важным сформировать систему предупреждения и противодействия астероидно-кометной опасности (СПП АКО) как информационно-управляющую систему. При этом рассматриваются подходы к синтезу сложных информационно-управляющих систем с использованием различных показателей эффективности их функционирования [4,5]. В качестве показателя эффективности сложных систем предлагается показатель её коннективной устойчивости. На основе графовых представлений о структуре системы приводится математическое описание области и критериев коннективной устойчивости системы, позволяющих оптимизировать

систему и определять предпочтения одной её конфигурации по отношению к другой конфигурации [6].

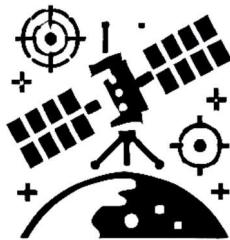
В целом затронутые аспекты реагирования на астероидно-кометную опасность позволяют заострить внимание участников конференции на проблемах парирования космических угроз астероидно-кометного происхождения. В научном плане проблеме АКО было уделено внимание только со стороны МЧС России постановкой и выполнением с участием научных учреждений РАН и МЧС России конкурсной НИР, которая имела научно-прикладное значение [7].

В связи с этим, вопросы реагирования на АКО требуют проведение совместных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ с участием научных учреждений РАН и организаций заинтересованных министерств и ведомств.

Литература:

1. 2024 YR4. URL: <https://science.nasa.gov/solar-system/asteroids/2024-yr4> (дата обращения 13.02.2025).
2. Стратегия национальной безопасности /Утверждена Указом Президента Российской Федерации от 02.07.2021 № 400.
3. Савельев М.И., Соколова М.Г. Риск-ориентированный подход к предупреждению астероидно-кометной опасности. Математическая модель риска. // Технология гражданской безопасности. 2019. 4 (62). С. 22-29.
4. Устойчивость, управляемость, наблюдаемость / [А.А. Воронов] – М.: Наука, 1979. – 357 с.
5. Общая задача об устойчивости движения / [Ляпунов А.М.]. – Классики естествознания [математика, механика, физика, астрономия]. – Государственное издательство технико-теоретической литературы. – Москва. 1950. Ленинград. – 473 с.
6. Савельев М.И. Метод коннективной устойчивости сложных информационных систем в условиях внешнего воздействия // Электронный сборник: «Материалы 22-й Международной конференции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». Москва, ИКИ РАН, 11–15 ноября 2024 г.
7. Разработка информационно-аналитической системы мониторинга опасных небесных тел и планирования противодействия астероидно-кометной опасности: Отчёт о НИР / [В.П. Кулагин, Ю.М. Кузнецов, Н.М. Оболяева, М.И. Савельев, В.В. Шувалов, Б.М. Шустов, И.Н. Розенберг] // гос. контракт от 08.12.2014 № 312/1020-019 МЧС России. Инв. № 6761.– М.: ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ). 2014. – 376 с.

Искусственные тела в околоземном пространстве



ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВРЕМЕННЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ МОНИТОРИНГА ОКП ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ И ПОДДЕРЖАНИЯ ВЫСОКОТОЧНОГО ОРБИТАЛЬНОГО КАТАЛОГА НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Агапов В.М.^{1*}

¹ – АО «Астрономический научный центр», Москва, Россия

* agapov@anc.space

АО «Астрономический научный центр» с 2011 г. создаёт и эксплуатирует оптико-электронные средства (ОЭС) для решения задач мониторинга техногенных космических объектов (ТКО) в околоземном космическом пространстве (ОКП). Современные ОЭС разработки АО «АНЦ» используют объективы с апертурой 19 см, 30 см, 50 см и 65 см, фотоприёмные устройства (ФПУ) НЕВА-4040 и НЕВА-6060 на базе КМОП-детекторов и опорно-поворотные устройства, обеспечивающие возможность отслеживания ТКО, движущихся с угловыми скоростями до 2°/с.

Увязка ФПУ с сервером синхронизации времени ССВ-1Г в сочетании с внедрением усовершенствованных программ управления ОЭС и обработки цифровых изображений участков небесной сферы позволило достичь баланса между погрешностями астрометрической привязки отметки ТКО в кадре и погрешностями привязки момента экспозиции к абсолютной шкале времени. В результате для высокоподвижных ТКО (угловые скорости от единиц угл. минут до 1.5°/с) в области низких орбит удалось обеспечить практически нулевые (менее 0.1 угл. с) значения систематической погрешности оценок астрометрического положения. При этом СКО случайной погрешности этих оценок для низкоорбитальных ТКО обеспечивается на уровне порядка 0.8-1 угл. с, а для высокоорбитальных ТКО – на уровне порядка 0.3 угл. с. Статистические характеристики погрешностей получены с использованием высокоточных эталонных орбит, построенных по лазерным измерениям дальности.

Учитывая, что линейный эквивалент одной угл. с на дальности 1000 км составляет 4.8 м, массовое получение оценок углового положения ТКО при таком уровне погрешности позволяет выйти на новый уровень качества орбитального каталога. В 2024 г. в течение трёх месяцев была проведена специальная кампания по мониторингу нескольких сотен низкоорбитальных ТКО на высотах 750-1600 км. Полученная координатная информация обработана в высокоточной модели, в которой учтённые возмущения в движении центра масс ТКО на интервале уточнения имеют тот же порядок, что и величина погрешности единичной оценки углового положения ТКО. В результате подтверждена возможность получения оценок параметров движения центра масс низкоорбитальных ТКО с погрешностями 6-7 м в пределах мерных интервалов и 10-40 м на остальных участках орбиты. Для высокоорбитальных ТКО (в частности, в области геостационарной и высокоэллиптических орбит на высотах более 30000 км) достигнут уровень погрешностей 50-70 м.

Достижение такого уровня погрешностей открывает новые возможности по повышению качества решения задачи выявления сближений и оценки вероятности столкновения ТКО, а также в исследовании возмущающих факторов негравитационной природы, в частности, уточнения плотности верхней атмосферы Земли на высотах более 900-1000 км, где её влияние является достаточно слабым и на коротких интервалах времени может быть оценено только при наличии большого количества высокоточной координатной информации.

ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ ЛИБРАЦИОННЫХ ФРАГМЕНТОВ
КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ПО НАБЛЮДЕНИЯМ НА ТЕРСКОЛЬСКОЙ
ОБСЕРВАТОРИИ

Бахтигараев Н.С.^{1*}, Левкина П.А.¹, Чазов В.В.²

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

² – Государственный астрономический им. П.К. Штернберга, МГУ им. М.В. Ломоносова,
Москва, Россия

* nail37@mail.ru

Выполнен анализ результатов наблюдений на Терскольской обсерватории нескольких фрагментов космического мусора, движущихся в режиме либрации вокруг точки 75 градусов восточной долготы. Приводятся параметры орбит и их изменения этих объектов за несколько лет наблюдений. Сделаны оценки влияния изменения коэффициента отношения средней площади миделевого сечения к массе на точность прогнозирования движения фрагмента.

ЭВОЛЮЦИЯ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА AJISAI

Сидоренко В.В.^{1,2}, Егорова Е.С.^{2*}¹ – Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия² – Московский физико-технический институт, Москва, Россия

* egorova.es@phystech.edu

В августе 1986 г. японским космическим агентством был выведен на орбиту спутник AJISAI, предназначенный для геодезических исследований. Установленные на спутнике уголковые отражатели делают его удобным объектом для наблюдений. Большой объем наблюдательных данных позволил провести точные измерения периода вращения и ориентации оси вращения спутника. Оказалось, что траектории, описываемые осью вращения на единичной сфере с центром в центре масс спутника, близки к медленно перемещающимся окружностям. За время наблюдения период вращения спутника относительно центра масс увеличился с 1.9 до 2.3 секунд [1].

В работе показано, что вековые эффекты в движении спутника AJISAI можно объяснить в рамках общей теории движения спутника относительно центра масс на эволюционирующую орбиту, развитой В.В.Белецким [2]. В частности, если движение спутника относительно центра масс можно интерпретировать как быстрое вращение относительно главной оси инерции, то траектории, образуемые пересечениями оси вращения с единичной сферой в полуорбитальной системе координат, будут замкнутыми траекториями (циклами Кассини), охватывающими стационарные режимы.

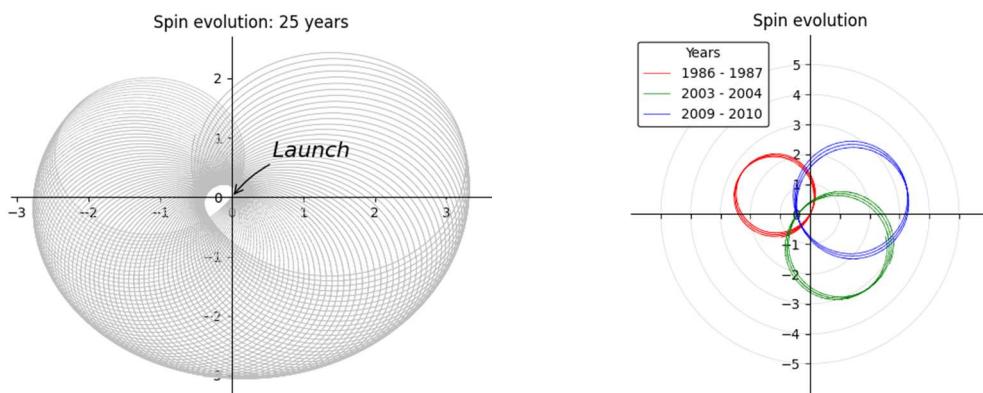


Рисунок 1. Ориентация оси вращения спутника, в системе координат J2000.

Результаты численного моделирования вращательного движения AJISAI указывают на связь замедления его вращения с действием на спутник момента сил, создаваемого вихревыми токами. Также этот момент вызывает изменение параметров циклов Кассини.

Литература:

1. Kucharski D. et al. Confirmation of gravitationally induced attitude drift of spinning satellite Ajisai with Graz high repetition rate SLR data //Advances in Space Research. 2016. 57(4). P. 983-990.

2. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле / [Белецкий В.В.]: Учебное пособие. – МГУ, 1975.

РЕЗУЛЬТАТЫ УЧАСТИЯ ЦЕНТРА АСТРОНОМИИ УНИВЕРСИТЕТА СИНАЛОА
В ИССЛЕДОВАНИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И РАБОТЕ ПО ПОИСКУ
АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЕЙ, КАК УЧАСТНИКА СЕТИ
ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ НСОИ АФН (ISON).

Кокина Т.Н.^{1,2*}, Мендоса Д.А.¹, Селая Р.¹, Кокина Е.Д.¹, Абундис У.¹

¹ – Центр Астрономии Автономного Университета Синалоа, Мексика.

² – Институт прикладной математики имени М. В. Келдыша РАН, Москва, Россия

* ticila@hotmail.com

В настоящее время Центр Астрономии в Автономном Университете Синалоа (УАС) продолжает работу по исследованию околоземного пространства, которую начал в 2012. Обсерватория Ц. А. находится вблизи города Косала на высоте 600 м, которая принимает активное участие в наблюдениях космического мусора и астероидов, сближающихся с Землей, в качестве участника международной сети НСОИ АФН (ISON). В настоящее время в обсерватории работают три телескопа: ОРИ-25, ЧВ-400, ТАЛ-250К. За это время выполнены наблюдения в течение 1864 ночей или 13,885 часов, в результате которых получены 2,401,237 измерений по объектам космического мусора и спутникам на высоких орbitах. Обсерватория около Косала приняла активное участие в обнаружение 39 некаталогизированных объектов и по нахождению 52 потерянных объектов.

Наблюдения на ОРИ-25 проводятся автоматически в обзорном режиме. Полученные измерения поступают в базу данных ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, где используются для прогноза опасных ситуаций со спутниками российской и мексиканской орбитальной группировки.

В 2018 поставили и начал работать телескоп ТАЛ-250К в режиме ЦУ ГСО/ВЭО. В 2021 нашли два потерянных спутника.

В 2019 году Центр Малых Планет присвоил обсерватории код V26. С телескопом ЧВ-400 наблюдали некоторые астероиды и в 2021 наблюдали Апофис в рамках международной кампании IAWN по наблюдению этого потенциально опасного астероида.

ПРОСТОЙ АЛГОРИТМ ОТБРАКОВКИ ПАР ОПТИЧЕСКИХ ТРЕКОВ НЕИЗВЕСТНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ – КАНДИДАТОВ НА ИДЕНТИФИКАЦИЮ

Колесса Е.А.^{1,2*}, Колесса А.Е.^{1,2**}

¹ – Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия.

² – ПАО «МАК «Вымпел»», Москва, Россия.

* kolessa.ea@phystech.edu, ** kolessa.ae@phystech.edu

В общей постановке рассматриваемая задача идентификации треков может быть сформулирована следующим образом. Предполагается, что треки T_i , $i=1, \dots, N_T$ получены K_s оптическими телескопами ($K_s \geq 1$) в течение интервала времени, который может иметь большую продолжительность (например, несколько недель). Телескопы обнаруживают космические объекты (КО) независимо и при отсутствии априорной информации о параметрах движения КО, т.е. рассматриваются треки, которые не удалось идентифицировать с известными КО, орбитальные параметры которых доступны в имеющихся базах данных. На основании этих треков требуется принять решение о числе соответствующих им различных КО, и о распределении треков по этим КО совместно с оцениванием параметров их орбит, в том числе при наличии различного типа манёвров КО, а также возможности ихстыковки, разделения и разрушения. Формальное решение такой задачи требует перебора большого числа возможных гипотез о том или ином варианте сочетания треков в группы по признаку принадлежности членов группы к одному и тому же КО, а также вариантов совершения космическими аппаратами сложных многопараметрических манёвров совместно с оцениванием неизвестных параметров, характеризующих эти гипотезы.

В контексте общей проблемы идентификации треков часто рассматривается задача различия для каждой пары треков T_i, T_j ($i=1, \dots, N_T, j=i+1, \dots, N_T$) двух сложных альтернативных гипотез [1]. Гипотеза H_0 предполагает, что оба трека относятся к одной и той же орбите, которая характеризуется вектором неизвестных параметров $X_{i,j}$. Гипотеза H_1 предполагает, что треки относятся к разным орбитам, которые характеризуются векторами неизвестных параметров X_i и X_j . Требуется принять решение о том, какая из гипотез верна совместно с оцениванием соответствующих векторов неизвестных параметров. В [2] решение этой задачи получено в линейном приближении и показано, что для построения решающей статистики необходимо вычислять оценки \hat{x}_i , \hat{x}_j и $\hat{x}_{i,j}$ векторов X_i , X_j и $X_{i,j}$, а также ковариационные матрицы ошибок оценивания $\Gamma_i, \Gamma_j, \Gamma_{i,j}$ соответственно. При этом построение оценки $\hat{x}_{i,j}$ вектора состояния орбиты, которой соответствуют оба трека, требует многократного применения итерационного метода наименьших квадратов [**Ошибка! Источник ссылки не найден.**] с использованием долгосрочного прогноза вектора состояния, что приводит к большому количеству вычислительных операций, особенно для случая, когда необходимо учитывать торможение в атмосфере и/или давление солнечного излучения.

Для снижения числа вычислительных операций, требующихся для идентификации большого числа треков, в работе предлагается следующий алгоритм предварительной отбраковки пар треков - кандидатов на идентификацию с использованием векторов инвариантов $\Lambda_i = [I_i, A_i, E_i, B_i]^T$, $i=1, \dots, N_T$, компонентами которых для каждого трека с номером i являются наклонение I_i , долгота восходящего узла A_i (скомпенсированная с учётом вращения Земли), эксцентриситет E_i и длина большой полуоси B_i . Перечисленные

параметры не зависят от положения КО на орбите и инвариантны к прогнозу. Вектор Λ_i связан с вектором состояния X_i известным преобразованием $\Lambda_i = F(X_i)$. Это преобразование позволяет на основе оценки \hat{x}_i вектора состояния X_i и ковариационной матрицы ошибок оценивания Γ_i в линейном приближении определить оценку $\hat{\lambda}_i$ и ковариационную матрицу γ_i ошибок оценивания вектора инвариантов Λ_i по формулам

$$\hat{\lambda}_i = F(\hat{x}_i), \quad \gamma_i = \left. \frac{\partial F(x)}{\partial x} \Gamma_i \left(\frac{\partial F(x)}{\partial x} \right)^T \right|_{x=\hat{x}_i}.$$

Для каждой пары треков (T_i, T_j) ($i=1, \dots, N_T, j=i+1, \dots, N_T$) рассматриваются две альтернативные гипотезы. Гипотеза H_0 предполагает, что оценки $\hat{\lambda}_i, \hat{\lambda}_j$ относятся к орбите одного и того же КО, имеющей неизвестный вектор инвариантов $\Lambda_{i,j}$, т.е. являются измерениями $z_i = \hat{\lambda}_i, z_j = \hat{\lambda}_j$ случайных векторов Z_i, Z_j , для которых принимается следующая модель $Z_i = \Lambda_{i,j} + \zeta_i, Z_j = \Lambda_{i,j} + \zeta_j$, в которой нормальные некоррелированные ошибки измерения ζ_i, ζ_j имеют нулевое среднее и ковариационные матрицы γ_i, γ_j соответственно. Гипотеза H_1 предполагает, что оценки $\hat{\lambda}_i, \hat{\lambda}_j$ являются «измерениями» неизвестных векторов Λ_i, Λ_j инвариантов орбит разных КО и являются реализацией случайных векторов Z_i, Z_j , для которых принимается модель: $Z_i = \Lambda_i + \zeta_i, Z_j = \Lambda_j + \zeta_j$.

Задача предварительной идентификации состоит в принятии на основании реализации $z_i = \hat{\lambda}_i, z_j = \hat{\lambda}_j$ случайных величин Z_i, Z_j решения о том, какая из гипотез является правильной совместно с оцениванием характеризующих её параметров. Можно показать, что решение этой задачи с использованием обобщённого отношения правдоподобия приводит к решающему правилу, в соответствии с которым гипотеза H_0 отвергается в пользу гипотезы H_1 (т.е. принимается решение о соответствии треков T^i и T^j разным орбитам) при выполнении неравенства $s_{i,j} = (\hat{\lambda}_i - \hat{\lambda}_j)^T (\gamma_i + \gamma_j)^{-1} (\hat{\lambda}_i - \hat{\lambda}_j) > h$, в котором величина порога h для требуемой вероятности P_F ложного решения определяется в соответствии χ^2 распределением (с четырьмя степенями свободы) решающей статистики $s_{i,j}$.

Целесообразность предварительной отбраковки демонстрируется на примере моделирования восьми низкоорбитальных космических объектов. В пяти последовательных сеансах наблюдения в течение двух последовательных наблюдательных ночей было смоделировано 311 физически наблюдаемых треков продолжительностью 30 секунд при точности измерения угловых координат $1''$ и периодом измерения 1 секунда. Для уровня вероятности 0.001 ложного решения о том, что треки относятся к разным орбитам в ситуации, когда на самом деле они относятся к одной орбите значение эмпирической оценки вероятности правильного решения о соответствии треков T^i и T^j разным орбитам составила 0.96. Этот результат показывает, что существуют сценарии наблюдения, для которых предлагаемая отбраковка имеет высокую эффективность и существенно снижает число вычислительных операций при решении задачи идентификации треков, разделённых большими временными интервалами, поскольку не требует применения вычислительно затратной процедуры долгосрочного прогноза. Кроме того, использование инвариантов движения устраниет на этапе предварительной идентификации влияние на качество принимаемых решений ошибок долгосрочного прогноза, вызванных невозможностью точного учёта воздействия атмосферы и солнечного излучения из-за непредсказуемых флуктуаций их параметров и незнания закона изменения эффективной площади КО при его вращении.

Литература

1. Теория информационных систем / [Тартаковский Г.П.] – М.: Физматкнига, 2005.
2. Kolessa A.E., Tartakovsky A.G., Ivanov A.P., Radchenko V.A. Nonlinear Estimation and Decision-making Methods in Short Track Identification and Orbit Determination Problem // IEEE Transactions on aerospace and electronic systems. 2019. 56 (1). P. 301-312.
3. Chang C. B. Ballistic trajectory estimation with angle-only measurements // 18th IEEE Conference on Decision and Control including the Symposium on Adaptive Processes. 1979. 2. P. 632-637.

К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО СИГНАЛАМ ОТ ОДНОГО НАВИГАЦИОННОГО СПУТНИКА

Комков А.В.^{1*}

¹ – ГНЦ ФГУП «ЦНИИХМ», Москва, Россия

* alexey@komkov.org

Определение вектора состояния КА является важнейшей навигационной задачей. Вектор состояния используется для прогнозирования трассы движения КА, пространственной привязки замеров, определения модельных значений магнитного поля, прогноза светотеневой обстановки, маневрирования и многое другое. Существуют различные способы получения вектора состояния КА. Среди них обмер параметров движения посредством сети РЛС, запрос-ответный дальномерный метод, пассивные измерения на борту, в том числе использование сигналов ГНСС и др. В случаях, когда обмен информацией с наземными станциями невозможен, вектор состояния должен формироваться на борту. В околоземном пространстве наиболее точным источником информации о положении и скорости объекта являются сигналы ГНСС. Таким образом для осуществления автономной навигации КА должен принимать и обрабатывать сигналы ГНСС. Для синхронизации времени и получения вектора состояния космического аппарата необходим единовременный прием сигналов от четырех и более навигационных космических аппаратов (НКА) [1]. С увеличением высоты полета существует тенденция к сокращению количества НКА с которых возможен единовременный прием, сокращению временных интервалов с возможностями единовременного приема четырех и более НКА, а также ухудшается геометрический фактор.

НКА излучают навигационные сигналы в сторону центра Земли. Ширина главного лепестка диаграммы направленности антенны НКА ГЛОНАСС составляет величину около 38° [2]. С увеличением высоты КА сужается пространственный конус излучаемых сигналов, и как следствие, увеличивается вероятность выхода КА из главного лепестка диаграммы направленности НКА. Также на значительной части трассы КА происходит экранирование сигналов Землей. Угол экранирования сигналов составляет величину около 28.9° .

В настоящей работе был проведен расчет зон приема сигналов от главных лепестков диаграмм направленности антенн НКА. На рис. 1 показаны зоны возможного приема сигналов всех НКА ГЛОНАСС находящихся в одной плоскости. Уже на высоте около 3 тыс. км появляются зоны с сигналом от одного НКА, на высоте около 6 тыс. км – зоны без сигналов. На высотах, порядка высоты НКА, зоны возможного приема сигнала только от одного НКА единовременно занимают значительную часть времени. Таким образом, принимая во внимание все три плоскости орбитальной группировки ГЛОНАСС, на высотах близких к НКА и выше большую часть времени возможен единовременный прием сигналов от не более, чем трех НКА. Это значение является грубой оценкой сверху, реальное количество единовременно принимаемых сигналов НКА меньше.

В настоящей работе рассматривается возможность определения вектора состояния космического аппарата по всего лишь одному НКА. Алгоритм опирается на информацию о модели движения КА.

Исходными данными для оценки вектора состояния является информация о модели движения КА на околоземной орбите, замеры моментов времени прихода сигналов, сделанные по бортовому опорному генератору, и информация о местоположении НКА в момент излучения дальномерного кода. Предполагается, что дальномерный код и навигационное сообщение были приняты в случае нахождения КА в главном лепестке диаграммы направленности передающего НКА, обработаны первичной обработкой приемника и переданы во вторичную обработку. Также сделаны засечки времени приема

по бортовому опорному генератору и рассчитаны координаты НКА на момент передачи с использованием информации из навигационных сообщений. Принято, что на начальный момент бортовое время не синхронизировано со временем орбитальной группировки ГЛОНАСС. Каждое измерение на входе вторичной обработки представляет собой совокупность:

- момент времени прихода сигнала от НКА по бортовым часам КА
- время излучения сигнала по часам НКА
- координаты НКА в момент излучения сигнала

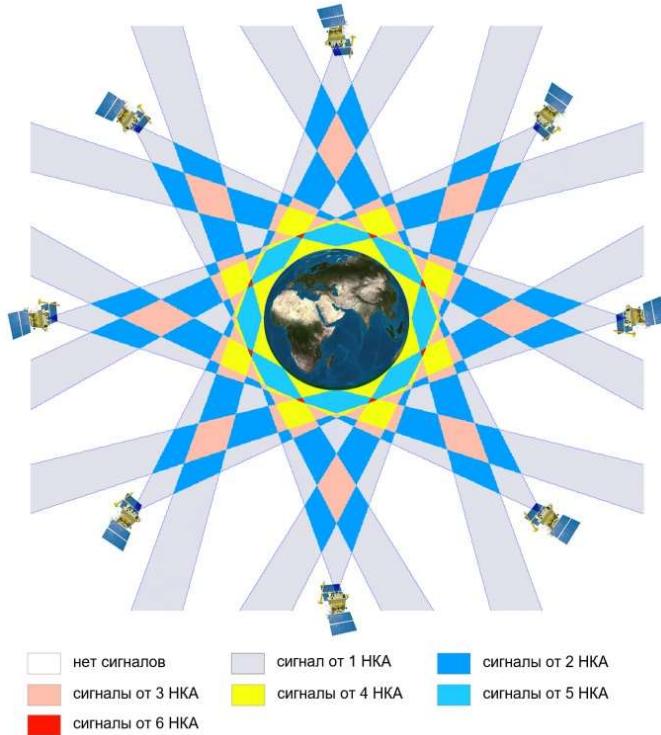


Рисунок 1. Зоны возможного приема сигналов от всех НКА ГЛОНАСС одной плоскости.

Идея определения вектора состояния состоит в накоплении измерений и последующем поиске таких параметров вектора состояния, при которых минимизируется функционал:

$$F(T_{\text{сдв}}, T_0, \bar{r}, \bar{v}, b) = \sum_{i=0}^n [|P(dt_i, T_0, \bar{r}, \bar{v}, b) - \bar{R}_{\text{нка},i}| - |c \cdot (T_{\text{прием},i} - T_{\text{отпр},i} - T_{\text{сдв}})|]^2 \quad (1)$$

где F – минимизируемый функционал, n – количество замеров, $T_{\text{сдв}}$ – разница между бортовым временем и временем ГЛОНАСС, $T_{\text{сдв}} = T_{\text{борт}} - T_{\text{гло}}$ [сек], T_0 – время привязки вектора состояния в шкале времени ГЛОНАСС, \bar{r} – вектор положения КА на время T_0 [м], \bar{v} – вектор скорости КА на время T_0 [м/с], b – баллистический коэффициент КА, P – функция пропагации, dt_i – временное смещение момента приема i -го замера относительно T_0 с учетом $T_{\text{сдв}}$, $dt_i = T_{\text{прием},i} - T_{\text{сдв}} - T_0$, [сек], $\bar{R}_{\text{нка},i}$ – вектор положения НКА на момент отправки i -го сигнала [м], c – скорость света, $c = 299792458.0$ м/с, $T_{\text{прием},i}$ – момент приема i -го сигнала по бортовой шкале времени, $T_{\text{отпр},i}$ – момент отправки i -го сигнала в шкале времени ГЛОНАСС.

Время $T_{\text{сдв}}$ считается постоянным все время накопления замеров. Это накладывает строгие требования на точность бортового генератора, что является безусловным минусом предлагаемого алгоритма. В работе предполагается, что точность бортового генератора имеет величину порядка 10^{-11} , тогда приближение $T_{\text{сдв}}$ константой не оказывает существенного влияния на работу алгоритма. Время привязки вектора состояния T_0 выбирается на середину временного интервала замеров. Если априорно известны какие-

либо ограничения на параметры орбиты, их можно наложить на разыскиваемый вектор при оптимизации. В случае накопления замеров в течение достаточно длительного интервала времени, вектор состояния определяется однозначно, за исключением орбит близкой или синхронной с орбитой НКА прецессии. Неоднозначность, возникающая в этом случае, объясняется возможностью симметричной ориентации орбит по долготе восходящего узла (ДВУ) относительно орбиты НКА при прочих равных параметрах. Несмотря на то, что орбиты в этом случае пересекаются в различных точках (исключение составляют орбиты с наклонением 90°) и расстояния от КА до НКА отличаются, это отличие очень мало и часто не дает возможности однозначного определения.

Для поиска векторов состояния КА использовались методы глобальной оптимизации. В качестве функции пропагации использовалась модель движения околоземных спутников SGP4. Математическим моделированием получены зависимости ошибок векторов состояния от времени накопления замеров и параметров орбит КА.

Литература:

1. ГЛОНАСС: принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 3-е изд., перераб. — М.: Радиотехника, 2005. -688 с.
2. ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5.1). Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (2008).

ОПТИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА, ОБРАЗОВАВШЕГОСЯ В РЕЗУЛЬТАТЕ РАЗРУШЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КА «ИНТЕЛСАТ-33Е»

Коробцев И.В.^{1*}, Мишина М.Н.¹, Горяшин В.Е.¹

¹ – Институт солнечно-земной физики СО РАН, Иркутск, Россия

* korobtsev@iszf.irk.ru

Разрушение космических аппаратов ежегодно пополняет околоземное космическое пространство тысячами объектов космического мусора. Исследование космического мусора в области геостационарных орбит является непростой задачей в силу большой удалённости объектов наблюдения. Основным источником информации служат фотометрические и траекторные измерения на оптических телескопах. При этом, требования к проницающей способности телескопов достаточно высоки. Так, для обнаружения объектов размером около 10 см с коэффициентом отражения 0.15 требуется проницающая способность до 20-21-й звёздной величины [1].

В работе приводятся результаты оптических наблюдений космического мусора, образовавшегося 19 октября 2024 года в области геостационарной орбиты при разрушении космического аппарата Интелсат-33е (международное обозначение 2016-053B) [2]. Наблюдения выполнялись на телескопах Саянской солнечной обсерватории ИСЗФ СО РАН [3,4]. Получена фотометрическая информация для определения фотометрических характеристик и периодов собственного вращения объектов. Представлены и проанализированы кривые блеска родительского тела и некоторых фрагментов, возникших в результате разрушения.

Благодарность

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России. Результаты получены с использованием оборудования Центра коллективного пользования «Ангара» <http://ckp-rf.ru/ckp/3056/>.

Литература:

1. Коробцев И.В., Мишина М.Н., Есевевич М.В. Фотометрические и траекторные наблюдения околоземных космических объектов в Саянской солнечной обсерватории ИСЗФ СО РАН // Научные труды ИНАСАН. 2022. 7(1). С. 36-40.
2. Jason Rainbow. Intelsat 33e breaks up in geostationary orbit. URL: <https://spacenews.com/intelsat-33e-loses-power-in-geostationary-orbit/> (дата обращения: 19.10.2024).
3. Денисенко С.А., Камус С.Ф., Пименов Ю.Д., Тергоев В.И., Папушев П.Г. Светосильный широкоугольный телескоп АЗТ-33ВМ // Оптический журнал. 2009. 79(9). С. 48–51.
4. Камус С.Ф., Тергоев В.И., Папушев П.Г., Дружинин С.А., Караваев Ю.С., Палачев Ю.М., Денисенко С.А., Липин Н.А.: Широкодиапазонный астрономический телескоп // Оптический журнал. 2002. 69(9). С. 84-87.

ДОЛГОВРЕМЕННАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ ЭВОЛЮЦИЯ НЕКОНТРОЛИРУЕМЫХ
ОБЪЕКТОВ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОБЛАСТИ

Левкина П.А.^{1*}, Чувашов И.Н.²

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

² – Томский государственный университет, Томск, Россия

* ayvazovskaya@inasan.ru

В настоящее время совокупность неконтролируемых фрагментов космического мусора, пребывающих в активно используемой геостационарной области околоземного пространства (ГСО), исчисляется десятками тысяч. Под воздействием возмущений сил различной природы, таких как лунно-солнечные возмущения, световое давление и так далее, орбитальные параметры этих объектов эволюционируют, в частности, наклонение орбиты и долгота восходящего узла. Анализ наблюдательных данных геостационарных объектов, запущенных более 50 лет назад, подтверждает факт их миграции (дрейфа) от плоскости экватора с последующим возвращением в область геостационарной орбиты, что приводит к изменению концентрации объектов в точках либрации 75 и 255 градусов в.д.

С другой стороны, населённость геостационарной области обусловлена последствиями разрушений, происходивших за время эксплуатации ГСО. Вследствие вековых изменений орбитальных параметров через несколько десятков лет после разрушения максимальное количество обломков также концентрируется в области геостационарной орбиты, повышая опасность столкновения с действующими объектами.

В настоящей работе представлена эволюция изменений наклонений и долгот восходящего узла для фрагментов космического мусора, находящихся на орбите больше 50 лет, показана оценка изменения концентрации объектов в геостационарной области, в том числе возле обеих устойчивых точек в будущем на 25 и 50 лет.

БАЗА ДАННЫХ ИСОН ПО ОБЪЕКТАМ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Молотов И.Е.^{1*}, Еленин Л.В.^{1,2}

¹ – ООО «Малое инновационное предприятие «ИСОН Баллистика-Сервис»,
Москва, Россия

² – Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

* im62@mail.ru

Введение

Освоение и исследования околоземного космического пространства (ОКП) привело к появлению проблем, связанных с техногенной засоренностью т.н. «космическим мусором» (КМ). Задачи изучения, моделирования и предотвращения техногенных угроз осуществлению космической деятельности являются сейчас как никогда актуальными. Для их решения необходим научный инструмент в виде базы данных (БД) измерений по объектам КМ и их орбитам, регулярно пополняемой географически разнесенной сетью оптических телескопов. Попыткой создать подобный инструмент стал инициативный проект ИСОН, реализуемый за счет грантов и хоздоговоров.

Проект ИСОН

Проект международной научной сети оптических телескопов ИСОН, направленный на наблюдения околоземных космических объектов, начался в 2004 г. в Пулковской обсерватории РАН [1]. Т.о. состоялся уже 20-летний юбилей ИСОН. Для оснащения обсерваторий сети были разработаны несколько серий специализированных обзорных телескопов апертурой от 12,5 см до 65 см с большими полями зрения, типовой набор программного обеспечения для управления оборудованием и обработки ПЗС-кадров, отложены новые наблюдательные методики, проведены переговоры с рядом отечественных и зарубежных обсерваторий, организованы новые пункты наблюдений. Что позволило в 2007 г. впервые в отечественной практике перекрыть наблюдениями всю геостационарную орбиту (ГСО) и на регулярной основе собирать измерения по малоразмерным фрагментам КМ [2]. Проект ИСОН стал инкубатором инновационных решений в области мониторинга ОКП, которые были внедрены при создании обсерваторий Роскосмоса [3] и телескопов организаций промышленности.

С 2019 г. проект реализуется частной компанией «Малое инновационное предприятие (МИП) «ИСОН Баллистика-Сервис» [4], являющейся собственником 35 телескопов, за счет международных договоров и грантов. С этой целью в МИП «ИСОН Баллистика-Сервис» появилось собственное программное обеспечение (ПО) для управления оборудованием телескопов и центр планирования наблюдений, а в 2022 г. была организована собственная БД измерений и орбит [5]. С этого времени проект ИСОН начал постепенно преобразовываться в международный центр данных по космическим объектам и, благодаря налаженному обмену измерительной информацией с зарубежными и российскими обсерваториями и научными институтами, объем анализируемых данных вырос многократно, достигнув 100 млн. измерений в год.

База данных проекта ИСОН

Программный комплекс для сбора и анализа данных о космическом мусоре проекта ИСОН основан на объектно-реляционной системе управления базами данных с открытым исходным кодом PostgreSQL версии 12.2, работающей под управлением операционной системы Ubuntu Linux 20.04 LTS. Два типа данных, а именно оптические астрометрические измерения и списки орбит, поступают на сервер по протоколам FTP или SFTP. Система поддерживает несколько кодировок для облегчения взаимодействия с

международными партнерами. Кроме того, исходные файлы могут быть загружены в архивных форматах, таких как tar или zip. После успешной проверки и идентификации типа данных информация направляется в один из двух конвейеров обработки, специально предназначенных для измерений и орбит. В этих конвейерах данные подвергаются синтаксическому анализу и впоследствии записываются в БД. В БД хранятся исчерпывающие данные о телескопах, включая координаты и технические параметры, которые содержат всю необходимую информацию для подсистемы автоматизированного планирования наблюдений. Пакет программного обеспечения для обработки данных был создан с использованием свободно распространяемой кроссплатформенной программной платформы .NET Core 6, позволяющей развертывать его в различных операционных системах с архитектурой x86-64 или ARM, таких как Linux, Windows и Mac OS. Аппаратная инфраструктура сервера построена на базе процессора Intel Xeon E2697 v2 с 12 ядрами и 24 потоками, а также 64 ГБ оперативной памяти. Емкость хранилища сервера составляет 24 ТБ, организованного в массив RAID 1, с возможностью расширения при необходимости.

По состоянию на 31 декабря 2024 года совокупная база данных содержала 230 млн. измерений (см. на Рис. 1 распределение количества измерений по годам) в 22 млн. проводок и занимает более 200 ГБ дискового пространства.

Число измерений в 2021-2024 годах

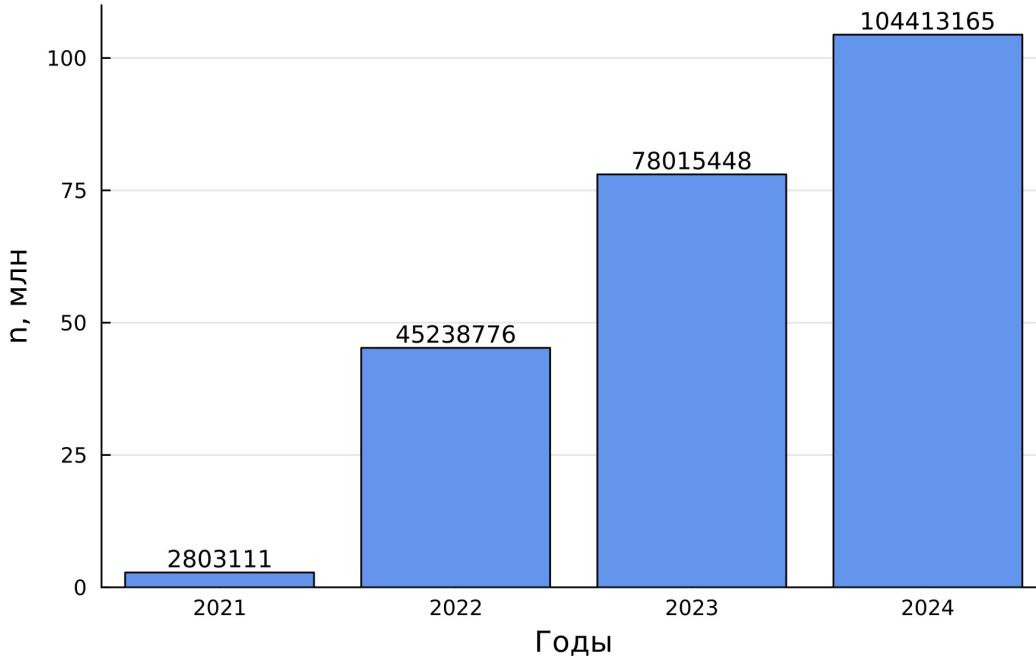


Рисунок 1. Количество астрометрических измерений в БД ИСОН по годам

В БД ИСОН на 31.12.2024 г. содержалась орбитальная информация на 14194 объекта на высоких орbitах, из них 4116 на геостационарной (ГСО), 5724 на высокоэллиптических (ВЭО) и 4354 на средневысоких (СВО) орбитах. В том числе 5676 объектов с отношением площади к массе более 1 кв.м на кг, из которых 1833 на ГСО, 1741 на ВЭО и 2102 на СВО и 5642 объекта слабее 16 зв.вел., из которых 1767 на ГСО, 2299 на ВЭО и 1576 на СВО. При этом впервые за наблюдаемый период произошло резкое увеличение количества сопровождаемых ГСО-объектов на 1012 объектов (см. Рис. 2). Это произошло главным образом из-за разрушения спутника Intelsat-33E (2016-053B) 19.10.2024 г.



Рисунок 2. Количество сопровождаемых КО в БД ИСОН по датам 2024 г.

В дальнейшем предполагается развитие БД ИСОН в международный центр построения и прогноза орбит объектов КМ.

Литература:

1. Molotov I., Agapov V., Titienko V. et al. International scientific optical network for space debris research // Advances in Space Research. 2008. 41. 7. P. 1022-1028.
2. Molotov I., Zakhvatkin M., Elenin L. et al. ISON network tracking of space debris: current status and achievements // Revista Mexicana de Astronomia y Astrofisica: Serie de Conferencias. 2019. 51. P. 144-149.
3. Молотов И.Е., Чжу Т., Еленин Л.В. и др. Результаты исследований космического мусора с использованием задела проекта ИСОН / Научные труды ИНАСАН. 2022. 7 (1). С. 69-75.
4. Molotov I.E., Krugly Yu.N., Elenin L.V. et al. Search and study of the space debris and asteroids within ISON project // Anais da Academia Brasileira de Ciências.. 2021. 93 (1). e20200145.
5. Molotov I.E., Zhao H., Li B., Zhang C. et al. International ISON project & databases on space debris and asteroids // Astrophysics and Space Science. 2024. 369. 77. P. 1-11.

OREKIT: ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ BOXANDSOLARARRAYSPACECRAFT НА ТОЧНОСТЬ
ЭФЕМЕРИДЫ В СРАВНЕНИИ СО СФЕРИЧЕСКОЙ ФОРМОЙ ОБЪЕКТА
КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Санникова Т.Н.^{1*}

¹ – Крымская астрофизическая обсерватория, Научный, Россия

* tnsannikova@craocrimea.ru

С помощью использования класса BoxAndSolarArraySpacecraft [1], реализованного в библиотеке Orekit [2], исследуется возможность динамического изменения площади к массе (ОПМ) объекта космического мусора (КМ), а также подбора таких параметров, которые бы обеспечивали наименьшее отклонение наблюдаемых положений от вычисленной эфемериды (О-С) космического объекта (КО).

Orekit (ORbits Extrapolation KIT) – библиотека космической динамики с открытым кодом, написанным на Java, предоставляющая базовые элементы (шкалы времени, системы отсчета, текущее орбитальное состояние космического объекта, форма и отражательные свойства его корпуса) и различные алгоритмы для их обработки, в том числе различные методы прогнозирования орбитального состояния. Оболочка Python-wrapper [3] позволяет использовать Orekit в среде Python.

Класс BoxAndSolarArraySpacecraft представляет классический спутник с выпуклой формой тела, корпус которого может быть либо простым параллелепипедом, выровненным с осями космического корабля, либо набором панелей, определяемых их площадью и нормальным вектором. Некоторые панели могут поворачиваться для моделирования солнечных батарей (или антенн, которые могут быть направлены куда угодно).

Для описания космического объекта в форме прямоугольного параллелепипеда (ящика) с солнечной панелью предназначен конструктор BoxAndSolarArraySpacecraft(x, y, z, sun, solarArrayArea, solarArrayAxis, dragCoeff, liftRatio, absorptionCoeff, reflectionCoeff), где

x, y, z – длина корпуса (м) по осям X, Y и Z соответственно;

sun – модель Солнца, обеспечивающая вектор положения Солнца в текущий момент времени;

solarArrayArea – площадь солнечной батареи (m^2);

solarArrayAxis – ось вращения солнечной батареи в системе координат КО;

dragCoeff – коэффициент лобового сопротивления (используется только для расчета сопротивления атмосферы), в данном исследовании принималось dragCoeff=2.0;

liftRatio – коэффициент подъемной силы. Подъемная составляющая вычисляется с использованием соотношения молекул, которые испытывают зеркальное отражение вместо диффузного отражения. Ее следует использовать только для расчета входа в гораздо более плотную атмосферу, чем при обычном распространении по орбите, поэтому в данном исследовании принималось liftRatio=0;

absorptionCoeff, reflectionCoeff – коэффициенты поглощения Ca и зеркального отражения Cs соответственно (используются только для расчета давления излучения). Эти коэффициенты принимают значения от 0 до 1. При вычислении светового давления используется также коэффициент диффузного отражения Cd, поэтому Ca и Cs должны принимать такие значения, чтобы выполнялось соотношение Ca + Cs + Cd = 1.

Данный конструктор позволяет построить модель КО с наилучшим освещением солнечной батареи, которая ориентируется так, что в каждый момент времени направление на Солнце всегда находится в меридиональной плоскости солнечной батареи, определяемой осью вращения солнечной батареи и вектором нормали к ней. Но эта модель не учитывает эффект самозатенения.

За счет изменения ориентации ящика относительно направления на Солнце и вращения солнечной панели происходит изменение площади освещенной поверхности объекта КМ, то есть эффективное ОПМ не является постоянной величиной, как в случае объекта сферической формы.

Рассмотрены реальные малоразмерные объекты КМ с ОПМ более $1 \text{ м}^2/\text{кг}$. Их эфемериды получены методом численного интегрирования с учетом гравитационного поля Земли (гармоники геопотенциала до 20-го порядка и степени включительно), притяжения Солнца, Луны и Юпитера, сопротивления атмосферы, светового давления с использованием конусной модели светового давления с тенью и полутенью для КО в форме ящика с солнечной батареей. Для сравнения вычислены также эфемериды тех же объектов, но в предположении их сферической формы. При этом использован конструктор IsotropicRadiationClassicalConvention(crossSection, Ca, Cs), где crossSection – площадь поперечного сечения (м^2); Ca, Cs – коэффициенты поглощения и зеркального отражения соответственного. Как и выше, выполняется соотношение $\text{Ca} + \text{Cs} + \text{Cd} = 1$. Рассмотрено два варианта отражающих характеристик поверхности сферы: полное зеркальное отражение ($\text{Ca}=0$, $\text{Cs}=1$, $\text{Cd}=0$) и полное диффузное отражение ($\text{Ca}=0$, $\text{Cs}=0$, $\text{Cd}=1$).

Для выбранных объектов методом поиска по сетке произведен подбор таких значений параметров (x, y, z, solarArrayArea, solarArrayAxis, absorptionCoeff и reflectionCoeff) конструктора BoxAndSolarArraySpacecraft, которые обеспечивают наименьшие отклонения (O-C). При этом использованы наблюдательные данные КО, полученные в Крымской астрофизической обсерватории на телескопе АТ-64, а также элементы орбиты и сведения об ОПМ этих объектов, определенные в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН.

Показано, что использование формы ящика с солнечной батареей приводит к изменению освещенной площади КО, и как следствие изменению ОПМ со временем. Также возможно подобрать такие параметры, определяющие форму и отражательные свойства объекта КМ, которые обеспечивают получение меньших отклонений (O-C), чем в случае использования зеркальной или диффузной сферы.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания, утвержденного Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 22022400207-0). Автор благодарит с.н.с. В.В. Румянцева за предоставленные данные о малоразмерных космических объектах.

Литература:

1. Class BoxAndSolarArraySpacecraft. URL: <https://www.orekit.org/site-orekit-12.2/apidocs/org/orekit/forces/BoxAndSolarArraySpacecraft.html> (дата обращения: 25.03.2025).
2. Orekit. An accurate and efficient core layer for space flight dynamics applications. URL: <https://www.orekit.org/> (дата обращения: 25.03.2025).
3. The Orekit Python Wrapper. URL: <https://gitlab.orekit.org/orekit-labs/python-wrapper/-/wikis/home> (дата обращения: 25.03.2025).

СПЕКТРАЛЬНЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ В КАЗАХСТАНЕ

Серебрянский А.В.^{1*}, Айманова Г.К.¹, Кругов М.А.¹, Омаров Ч.Т.¹

¹ – Астрофизический институт имени В.Г. Фесенкова, Алматы, Казахстан

* serebryanskiy@fai.kz

Спектрофотометрические характеристики искусственных спутников Земли (ИСЗ), такие как кривые блеска, показатели цвета и отражательные спектры, играют ключевую роль в их идентификации. В то же время спектрофотометрия ИСЗ позволяет изучать влияние космического пространства на свойства материалов. Однако, определение таких ключевых параметров как, например, альbedo, коэффициенты отражения и их зависимость от длины волны, затруднено из-за изменений условий освещенности ИСЗ (переменность фазового угла, вращение аппарата). По этой причине методика анализа отражательных спектров выглядит более перспективной, поскольку позволяет одновременно получать информацию во всем диапазоне длин волн. Такая задача при наблюдениях ИСЗ не является тривиальной, поскольку требует хорошей точности удержания объекта в поле телескопа, высокую проницающую способность с минимальными потерями на оптических элементах системы, возможность быстрого считывания сигнала без ущерба отношению сигнала к шуму. Эти требования обусловлены изменениями условий освещения ИСЗ з-за изменения фазового угла и вращения аппаратов. Для удовлетворения этим требованиям мы используем телескоп АЗТ-20 с апертурой 1.5 метра с измененной оптической схемой, спектрограф на VPHG элементах и EMCCD в качестве приемника излучения, показанные на Рисунке 1.



Рисунок 1. Телескоп АЗТ-20 обсерватории «Ассы-Тургень», слева общий вид телескопа, справа спектрограф, смонтированный в главном фокусе АЗТ-20

Технические характеристики АЗТ-20 и спектрографа приведены в Таблице 1.

Таблица 1 – Технические характеристики АЗТ-20 и спектрографа

АЗТ-20
Оптическая система: Измененная Ричи-Кретьена
Диаметр главного зеркала: 1.51 м
Фокус Ричи-Кретьена с кварцевым 4-х линзовым корректором: 5.7 м
Спектрограф
Решетка: VPHG 360 lines/mm, диапазон 400-820 nm, дисперсия 8.5 Å
Калибровочная лампа: HeArNe
Детектор: EMCCD iXon Ultra 888 1024 × 1024

Монохроматическая интенсивность аппарата может быть записана как:

$$E_\lambda = E_\lambda^{Sun} \frac{\gamma \lambda S F_\lambda(\phi)}{d^2} p_\lambda^{M(z)}, \quad (1)$$

где p_λ и $M(z)$ это прозрачность атмосферы и ее воздушная масса, соответственно; E_λ^{Sun} – монохроматическая освещенность объекта Солнцем; d – топоцентрическое расстояние до объекта; γ_λ – геометрическое альбедо объекта; S – видимая площадь поверхности объекта, освещенная Солнцем; $F_\lambda(\phi)$ – фазовая функция. Параметры γ_λ , S , и $F_\lambda(\phi)$ зависят от геометрии объекта, свойств его поверхности, а также ориентации объекта в пространстве. Отражательным спектром объекта, $R_\lambda(\phi)$, будет отношение:

$$R_\lambda(\phi) \equiv \frac{E_\lambda}{E_\lambda^{Sun}} = \frac{\gamma_\lambda S F_\lambda(\phi)}{d^2} p_\lambda^{M(z)} \quad (2)$$

Пример спектров отражения ГСС показан на Рисунке 2.

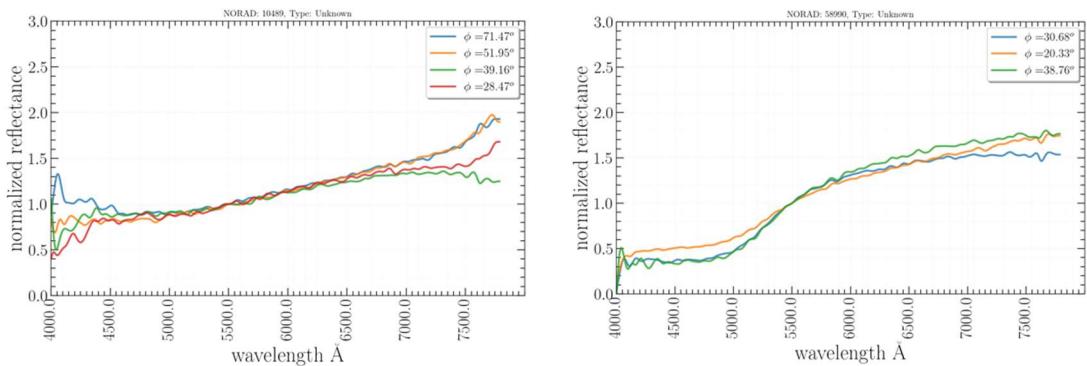


Рисунок 2. Спектры отражения (NORAD 10489 слева), NORAD 58990 (справа)

При спектральных наблюдениях ϕ , S и d можно считать постоянными. Мы можем сделать некоторые предположения о функции $F_\lambda(\phi)$, которая зависит только от фазового угла. С этими предположениями мы можем записать относительную функцию отражения $\widetilde{R}_{\Delta\lambda}(\varphi)$:

$$\widetilde{R}_{\Delta\lambda}(\varphi) \equiv \frac{R_{\lambda_1}(\varphi)}{R_{\lambda_2}(\varphi)} = \frac{\gamma_{\lambda_i}}{\gamma_{\lambda_j}}, \quad (3)$$

где индексы i и j означают разные спектральные области (полосы пропускания фильтров, например). Отражательная способность различных материалов по-разному зависит от фазового угла, а также от влияния разных факторов в космическом пространстве.

Рассматривая спектральный диапазон от 400 до 800 нм для щелевого спектрографа с дисперсией 360 линий/мм, получаемых на АЗТ-20, мы выбрали четыре спектральных диапазона с одинаковой шириной равной 80 нм. Для четырех «фильтров» мы получаем два значения $\widetilde{R}_{\Delta\lambda_1}(\varphi)$ и $\widetilde{R}_{\Delta\lambda_2}(\varphi)$ для различных аппаратов и разных значений фазовых углов.

Значения функции $\widetilde{R}_{\Delta\lambda}(\varphi)$ можно получить, используя звездные величины и показатели цвета.

$$m_\lambda = m_\lambda^{Sun} - 2.5 \log \left[\frac{\gamma_\lambda S F_\lambda(\phi)}{d^2} \right], \quad (4)$$

$$(m_{\lambda_1} - m_{\lambda_2}) - (m_{\lambda_1}^{Sun} - m_{\lambda_2}^{Sun}) = -2.5 \log \left[\frac{\gamma_{\lambda_1}}{\gamma_{\lambda_2}} \right] \equiv -2.5 \log [\widetilde{R}_{\Delta\lambda}(\varphi)], \quad (5)$$

$$\widetilde{R}_{\Delta\lambda}(\varphi) = 10^{0.4(C.I.^{\text{Sun}} - C.I.)} \quad (6),$$

где $C.I. = m_{\lambda_1} - m_{\lambda_2}$. Мы интерпретируем $\widetilde{R}_{\Delta\lambda}(\varphi)$ как вариацию изменения показателя цвета отраженного света с длиной волны. Значения $\widetilde{R}_{\Delta\lambda}(\varphi)$ усредненные по фазовым углам, $\langle \widetilde{R}_{\Delta\lambda} \rangle$, в зависимости от платформы аппаратов ГСО и их возраста на момент наблюдения показаны на Рисунке 3.

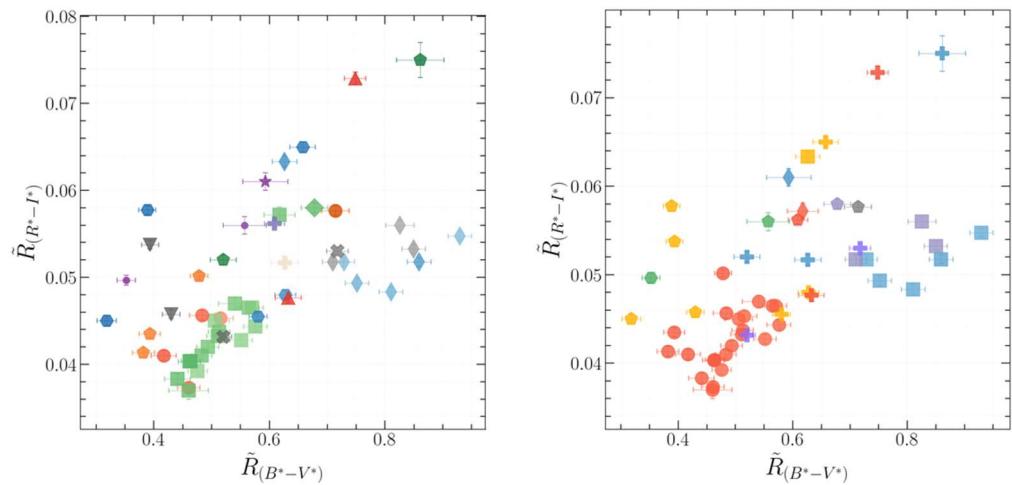


Рисунок 3. Зависимость $\langle \widetilde{R}_{\Delta\lambda} \rangle$ для разных платформ аппаратов и их возраста на момент наблюдений (слева), конфигурации аппаратов (справа).

**ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ И ПРОГНОЗ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ
ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА,
ПЕРСПЕКТИВЫ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА**

Усовик И.В.^{1,2*}

¹ – Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

² – ФГБУ «ФНК Центр космической медицины и биологии» ФМБА России,
Москва, Россия

* usovikiv@mail.ru

Интенсивность мировой космической деятельности продолжает расти. Каждый год ставятся рекорды по количеству пусков ракета-носителей космического назначения и выводимых ими космических аппаратов (КА). Как следствие, неизбежно увеличивается количество объектов космического мусора (КМ) [1-3]. Несмотря на развитие технологий ограничения образования, активного удаления и утилизации КМ [1], техногенное засорение становится одним из основных источников угроз в космосе.

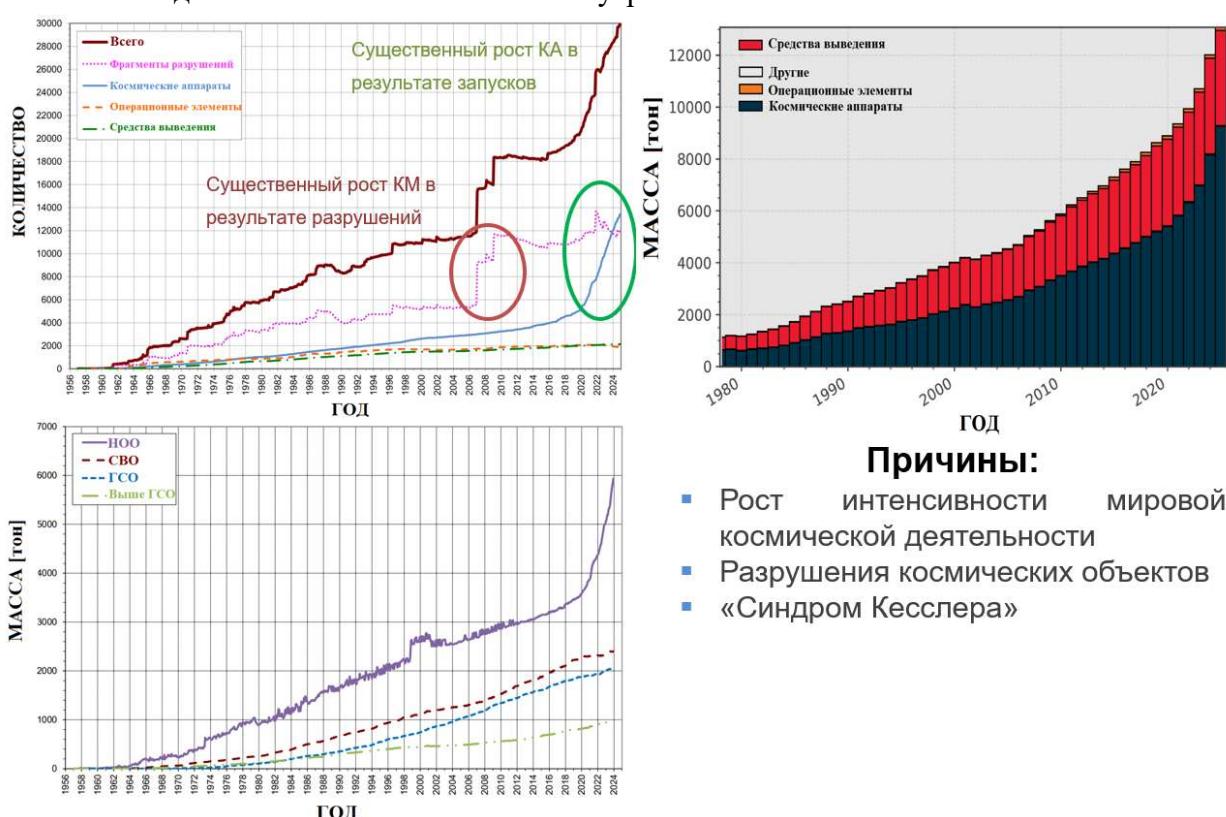


Рисунок 1. История техногенного засорения ОКП

Наибольшие риски для космических средств (КСр) представляют некаталогизируемые объекты КМ [2], размеры которых меньше нижней границы каталогизации, но при этом превышают минимальный размер частиц, способных вызвать критический ущерб для подсистем. Для области низких околоземных орбит (НОО) этот диапазон составляет примерно от 0,5 до 10 см, а для более высоких орбит верхняя граница может увеличиваться до 50 см и более [3].

Причины:

- Рост интенсивности мировой космической деятельности
- Разрушения космических объектов
- «Синдром Кесслера»

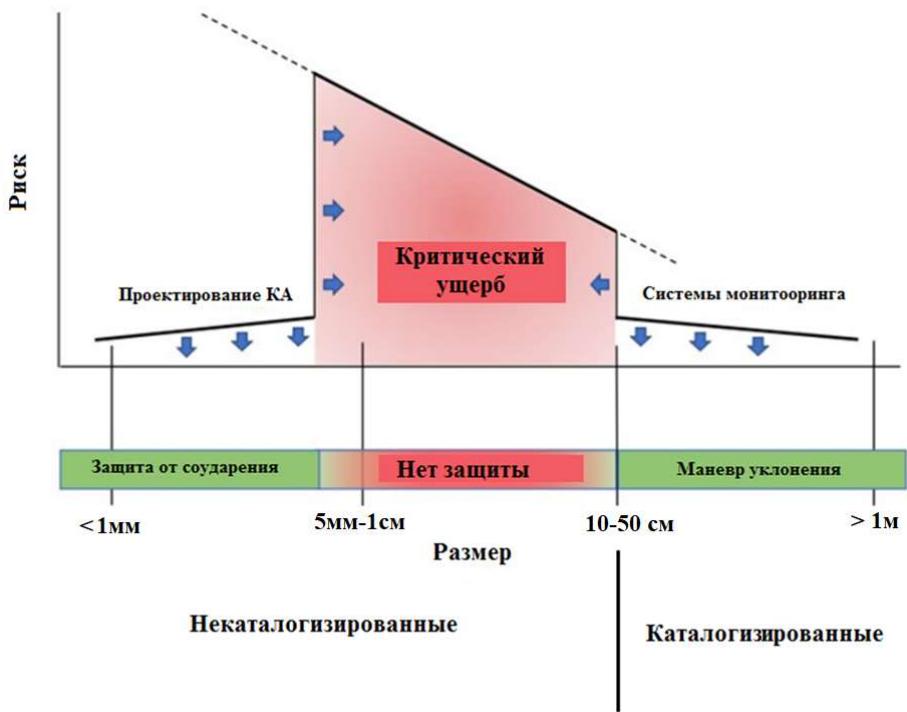


Рисунок 2. Оценка рисков КМ от размера для различных типов КА и высот их функционирования [3]

Результаты прогнозирования КО размером 0,01-0,025 мм до 2050 года при сценарии, который учитывает существующие интенсивности запусков КА и развертывания больших орбитальных группировок, представлены на рисунке 3. Колебания на графиках изменения количества КО объясняются 11-летним циклом солнечной активности и для малоразмерной фракции в целом имеют большую амплитуду, что связано с большими величинами отношения площади к массе, в результате чего они быстрее тормозятся в атмосфере.

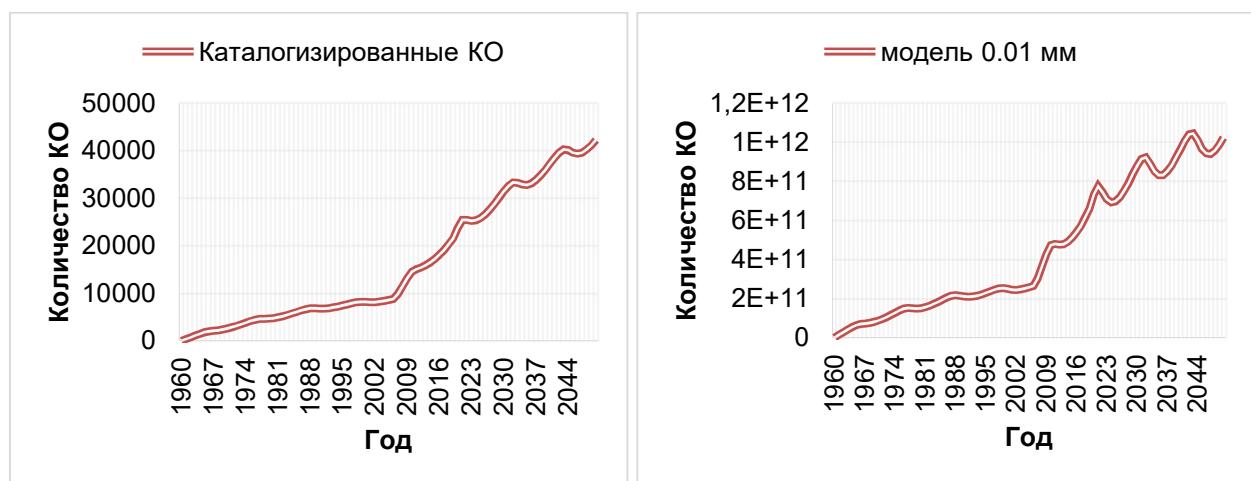


Рисунок 3. Прогноз количества КО размером более 20 см и 10-25 мкм с учетом существующих тенденций космической деятельности [3]

Расчет вероятности выхода из строя КА по причине столкновения с частицей, способной вызвать критическое повреждение [3] - из всего множества объектов и условий столкновения выбираются те, которые способны вызывать критические отказы КА. В качестве критерия может выступать или сочетание относительной скорости столкновения и размера, через которые можно вычислить энергию критического столкновения E_{kp} [Дж]. Результаты расчета для типовых орбит представлены в таблице 1.

Таблица 1 - Вероятность критического столкновения за 5 лет, $S_{kp} - 1 \text{ м}^2$.

Орбита/ E_{kp}	40	100	200	400	1000
РОС	0,651	0,170	0,151	0,130	0,066
МКС	0,466	0,105	0,091	0,079	0,040
ССО	0,990	0,866	0,856	0,832	0,253
ВЭО	0,194	0,052	0,049	0,045	0,034
ГЛОНАСС	0,039	0,032	0,030	0,029	0,020
ГСО	0,032	0,012	0,011	0,010	0,008

На основании проведенных исследований можно сформировать следующие «ограничения» при выборе орбит для низкоорбитальных КА со стороны техногенного засорения и создания многоспутниковых систем:

- с точки зрения увода по окончании функционирования самыми выгодными являются орбиты наиболее близкие к высотам 500 и 2000 км в области НОО;
- размещение КА на высотах орбит развертывания больших ОГ МКА нецелесообразно ввиду большого количества возможных опасных сближений с КА ОГ в ближайшее время, а в будущем – повышенной опасности столкновения с малоразмерным КМ, образующимся в окрестности данных высот;
- исходя из анализа данных о концентрации КМ разных размеров и ее эволюции по историческим данным и результатам прогноза, воздействие со стороны КМ будет наименьшим для:
 - а) 600-700 км, наклонение до 70^0 , на больших наклонениях существенно (более чем в 2 раза) возрастают потоки КМ;
 - б) 900 – 1100 км, наклонение любое;
 - в) 1600 – 2000 км, наклонение любое.

Благодарность

Исследование выполнено при поддержке гранта Российского научного фонда № 23-79-01252, <https://rscf.ru/project/23-79-01252/>.

Автор благодарит своих наставников Назаренко А.И., Малышева В.В., Яковleva M.B. за многолетнюю помощь при проведении исследований.

Литература:

1. Системный анализ проблем космического мусора / [Усовик И.В.] – М.: Изд-во МАИ, 2023. – 88 с.
2. Прогнозирование техногенного засорения низких околоземных орбит / [Усовик И.В.] – М.: Изд-во МАИ, 2023. – 96 с.
3. Усовик И.В. Разработка методов и алгоритмов моделирования потоков космического мусора и метеороидов для решения прикладных задач ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства // Диссертация на соискание доктора технических наук. – М.: МАИ, 2024 г. – 213 с.

Методы исследования околоземного пространства



ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ НА ПРОФИЛЬ СПЕКТРА ДОПЛЕРОВСКОГО СИГНАЛА

Захарченко В.Д.¹, Коваленко И.Г.¹, Бондарь Ю.А.^{1*}

¹ – Волгоградский государственный университет, Волгоград, Россия

* bondar@volsu.ru

Возможности активной радиолокации (радиолокационная астрономия) могут расширить арсенал методов и средств распознавания небесных тел. Анализ спектральной плотности мощности (квадрат модуля амплитудного спектра) доплеровского сигнала, отраженного космическим объектом, позволяет оценить характеристики движения объекта по спектру скоростей точек на его поверхности. При радиолокационном зондировании спектр скоростей будет адекватен спектру доплеровского сигнала. При использовании высокоразрешающих сигналов возможно получение радиолокационного портрета объекта (отклик на сверхкороткий радиоимпульс). По радиолокационному портрету можно судить о распределении отражающих элементов на поверхности объекта. Их распределение и интенсивность для каждого объекта уникальны и могут использоваться при распознавании.

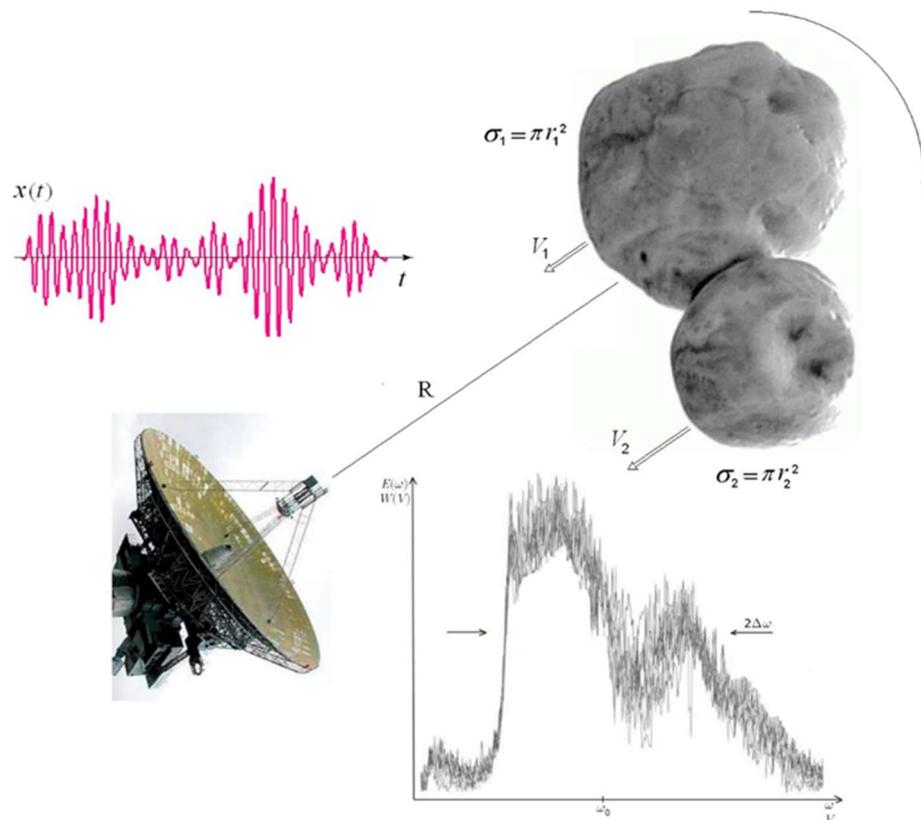


Рисунок 1. Схема радиолокационного зондирования астероида. К определению параметров спектра (средняя частота ω_0 , полуширина $\Delta\omega$, коэффициент асимметрии) доплеровского сигнала $x(t)$ по методу моментов. Вращение астероида вокруг своей оси приводит к уширению его доплеровского спектра, вращение астероида со смещенным центром масс – к появлению асимметрии спектра. Здесь $W(V)$ – распределение скоростей отражающих элементов поверхности объекта, а $E(\omega)$ – энергетический спектр сигнала

Стремительный рост объема данных о популяции известных астероидов и ядер комет вызывает необходимость выработки универсальных подходов к систематизации описания и каталогизации космических объектов по геометрическим характеристикам.

Значительную ценность представляет определение принадлежности космических объектов к некоторым уже сложившимся классам. Для решения задач космогонии Солнечной системы важно селектировать объекты на имеющие простую, близкую к сферической, форму и объекты сложной формы. Под сложной понимается отличная от сферы форма, имеющая больше одного локального участка отражения. К таким объектам «неправильной» формы относятся, например, вытянутые космические объекты, объекты V-образной формы или объекты, образованные из слипшихся фрагментов (контактно-двойные астероиды); пример представителя последнего класса приведен на рисунке 1. «Неправильность» формы объекта проявляется в асимметрии спектра радиосигнала, отраженного от поверхности объекта. Если зондировать такой вращающийся асимметричный астероид, то его спектр будет также асимметричным. Асимметрия доплеровского спектра свидетельствует либо о несферической форме астероида, либо (или одновременно с этим) о смещении его центра масс. Последнее, в частности, предполагает, что форма может быть и в точности сферической, но из-за неравномерно распределенной массы внутри объекта, центр масс объекта не совпадает с его геометрическим центром.

Для задач распознавания в радиолокации широко используются в качестве признаков сигналов функционалы от их спектральной плотности мощности – спектральные моменты. Так, например, первый момент распределения определяет среднюю скорость движения центра масс астероида и может служить для прогноза его траектории.

В работах [1-3] было показано, что для быстрой оценки момента спектра

$$M_1 = \langle \omega \rangle = \omega_0 = \frac{\int_0^\infty \omega E(\omega) d\omega}{\int_0^\infty E(\omega) d\omega} = \frac{\|D^{1/2}x\|^2}{\|x\|^2} \quad (1)$$

можно использовать дробную производную Лиувилля $D^{1/2}x(t)$ доплеровского сигнала. Преимущество метода дробного дифференцирования сигнала состоит в том, что сигнал подвергается обработке непосредственно в ходе приема сигнала, а не после получения всего сигнала, как в стандартном методе преобразования Фурье; это потенциально дает возможность ускорить процесс обработки на несколько порядков [3].

Третий центральный момент M_3 вида

$$M_3 = \langle \omega^3 \rangle = \frac{\int_0^\infty \omega^3 E(\omega) d\omega}{\int_0^\infty E(\omega) d\omega} = \frac{\|D^{3/2}x\|^2}{\|x\|^2} \quad (1)$$

определяет асимметрию распределения скоростей точек поверхности при вращении и может служить показателем смещения центра масс астероида или степени его отличия от сферичности.

Аналогично ранее введенной нами для дробной производной порядка 1/2 [4] при аппаратной реализации вычисления дробной производной порядка 3/2 приходится ограничиваться алгоритмами, использующими выражения близкие к предельным, но не предельной точности, поэтому нами вводится **предпроизводная** вида

$$D_\varepsilon^{3/2}x(t) = \int_{-\infty}^t h_\varepsilon(a, t-t')x(t')dt' = -\frac{1}{2\sqrt{\pi}} \int_{-\infty}^t \left(-\frac{2}{\sqrt{\varepsilon}} \cdot \frac{d\delta(t-t')}{d(t-t')} + \frac{\delta(t-t')}{\varepsilon^{3/2}} - \frac{3\sigma(t-t')}{2(t-t'+\varepsilon)^{5/2}} \right) x(t')dt', \quad (2)$$

где $\delta(t)$, $\sigma(t)$ – дельта-функция и функция Хевисайда, соответственно.

На рисунке 2 представлена структура аналогового дробно-дифференцирующего фильтра для вычисления дробной производной порядка 3/2. Представление дробно-дифференцирующего фильтра совокупностью астатических звеньев значительно упрощает его практическую реализацию.

Таким образом, использование дробно-дифференцирующего фильтра позволяет вычислять производную порядка 3/2 сигнала с высокой скоростью по сравнению со стандартной процедурой спектральной обработки.

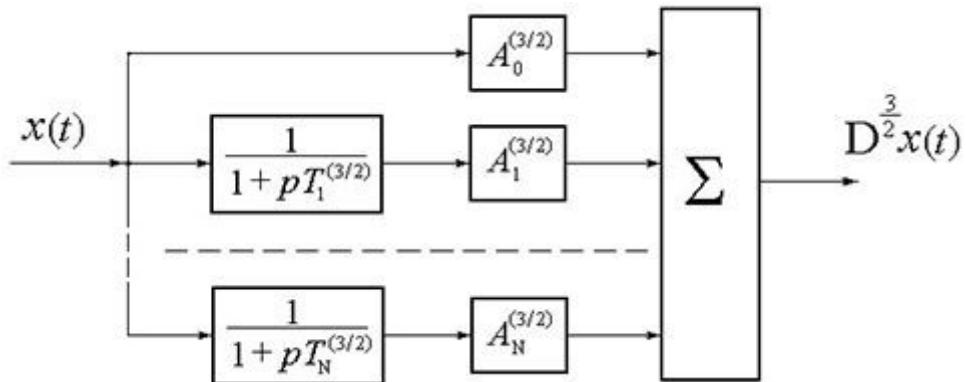


Рисунок 2. Структура аналогового дробно-дифференцирующего фильтра для вычисления дробной производной порядка 3/2

С равным успехом возможна реализация алгоритма вычисления дробной производной порядка 3/2 с помощью цифрового дробно-дифференцирующего фильтра; соответствующая процедура интегрирования выбирается, исходя из требований к расположению отсчетов сигнала (эквидистантно расположенные отсчеты или отсчеты в определенных узлах в соответствии с требованиями квадратуры наивысшей степени точности) [5].

Благодарность

Исследования выполнены за счет средств РНФ совместно с грантом Администрации Волгоградской области, номер проекта 25-22-20082.

Литература:

1. Захарченко В. Д. Оценка средней частоты доплеровских сигналов методом дробного дифференцирования // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 1999. 2. С. 39–41.
2. Захарченко В. Д., Коваленко И. Г. Оценка радиальной скорости объектов методом дробного дифференцирования доплеровского сигнала РЛС // 23-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии» (КрыМиКо'2013): Материалы конф. в 2-х томах (Севастополь, 9–13 сент. 2013 г.). 2013. 2. С. 1120-1121.
3. Zakharchenko V. D., Kovalenko I. G. On protecting the planet against cosmic attack: ultrafast real-time estimate of the asteroid's radial velocity // Acta Astronautica. 2014. 98. P. 158-162.
4. Zakharchenko V. D., Kovalenko I. G. Best approximation of the fractional semi-derivative operator by exponential series // Mathematics. 2018. 6 (1). Id 12. P. 1–12.
5. Левчук (Бондарь) Ю.А., Коваленко И.Г., Захарченко В.Д. Цифровой дробно-дифференцирующий фильтр для сверхбыстрой оценки лучевой скорости потенциально опасных для Земли астероидов // Известия Главной астрономической обсерватории в Пулкове. 2018. 226. С. 32-34.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К ВСКРЫТИЮ
СТРУКТУРНЫХ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ НЕКОТОРЫХ АСТРОНОМИЧЕСКИХ
ПРОЦЕССОВ

Вениаминов С.С.¹, Ремень Б.А.¹

¹ – НИИЦ (г. Москва) ЦНИИ ВКС МО РФ, Москва, Россия

* boris.remen@mail.ru

Анализируются различные подходы к решению задачи выявления структурных закономерностей некоторых астрономических и астрофизических процессов. Показаны их достоинства и недостатки, а также недопустимость применения некоторых из них в ряде случаев. Даны рекомендации по их применению.

Рассматриваются некоторые астрофизические процессы и процессы, связанные с наблюдением небесных тел (в частности, сигнатуры принимаемого сенсором отраженного их поверхностью электромагнитного излучения). Однако общность предлагаемых и исследуемых здесь методов позволяет анализировать процессы в самых различных областях человеческой деятельности. На ряде примеров изучаются и демонстрируются возможности выявления элементов структуры процессов наиболее известными методами.

На основе критического анализа последних предлагается избавленное от их замеченных недостатков семейство новых методов (основанных на т. н. D-преобразовании), свойства которого также подробно исследуются. Сравнение возможностей различных методов проводится сначала на контрольных примерах с наиболее типичными для реальных процессов свойствами, а затем исследуются сигнатуры реальных КО.

ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СИСТЕМЫ «МЛЕЧНЫЙ ПУТЬ»

Дёмин Д.С.¹, Косенкова А.В.^{1*}

¹ – АО «НПО Лавочкина», Химки, Россия

* kosenkova.av@yandex.ru

Наиболее полная осведомлённость об обстановке в околоземном космическом пространстве (ОКП) является критически важной как для принятия решений в сфере безопасности на околоземных орбитах, так и при оценке рисков для повседневной жизнедеятельности.

В настоящее время знание текущей ситуации в ОКП и ее прогнозирование, в основном, опираются на возможности наземных оптико-электронных (ОЭС) и радиолокационных средств (РЛС), причем в значительной степени зарубежных. На низких орbitах современными радарами можно отслеживать космические объекты (КО) размером от 3 мм [1], однако они могут теряться из-за сложности точного прогнозирования их движения. На высоких орбитах эффективны только ОЭС с низким порогом размеров КО для обнаружения от 5 – 30 см в зависимости от высоты орбиты [1].

Существующая с 2016 года российская система отслеживания опасных КО в ОКП – автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП) – характеризуется ограниченностью объема получаемой измерительной информации для поддержания каталога КО на высоком уровне полноты и точности. Эти ограничения связаны с тем, что большая часть измерительных средств расположена на территории Российской Федерации. В области низких орбит технические возможности системы ограничены и обеспечивают лишь эпизодическое получение измерительной информации по небольшому количеству объектов [2]. Задачи обнаружения опасных малых небесных тел (МНТ) естественного происхождения на данный момент АСПОС ОКП и вовсе не решаются.

Так, технические возможности российских средств мониторинга ОКП нуждаются в существенном расширении, и данная задача в настоящее время решается в рамках проекта «Млечный путь». В части наблюдения за опасными КО (астероидами, кометами, потоками метеороидов) предлагается создание наземных и космических систем мониторинга. Наземные системы имеют существенный недостаток – они не позволяют проводить мониторинг КО, приближающихся к Земле из дальнего космоса со стороны Солнца. К тому же, в случае применения только наземных телескопов не решается проблема зависимости наблюдений от погодных условий, ограничений по светотеневой обстановке, сезонным вариациям длительности тёмного времени суток, предельной прозрачности атмосферы и сильного возрастания фона за счёт рассеянного атмосферой лунного света при больших фазах Луны. Использование наземных радарных средств высокой сложности и стоимости ограничивается областью низких орбит.

Для решения задачи обнаружения МНТ в рамках проекта «Млечный путь» планируется создание наземных и космических систем мониторинга ОКП. Критически важным вопросом при этом является создание космической системы мониторинга МНТ на дневном небе в недоступной для наземных ОЭС области, то есть системы обнаружения МНТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца.

Высокая эффективность работы КС МНТ реализуется путём помещения КА на квазипериодическую орбиту (КПО) вокруг точки либрации L_1 системы Солнце-Земля. В этом случае достигаются благоприятные значения фазовых углов Солнце-объект-КА, а в силу достаточно большого расстояния от Земли порядка 1,5 млн. км, КА потенциально сможет обнаружить тела, летящие к Земле со стороны Солнца.

Еще одним важным вопросом является мониторинг космической погоды (КП), которая определяется уровнем активности Солнца. Факторы КП и Солнца оказывают

существенное влияние не только на работу КА, но также и на безопасность жизнедеятельности людей. В настоящее время российская программа мониторинга космической погоды и Солнца обладает базовыми возможностями, но требует дальнейшего развития. Особенno важным является вопрос создания КА, способных обеспечить более полные, точные и регулярные наблюдения.

Проектируемый КА системы «Млечный путь» будет оснащен двумя комплексами целевой аппаратуры: комплексом, который осуществляет мониторинг малых небесных тел (МНТ), приближающихся к Земле из дальнего космоса со стороны Солнца, и комплексом для измерения параметров космической погоды и наблюдения за диском Солнца.

Для обеспечения функционирования указанной научной аппаратуры в КА предлагается применять доработанный базовый модуль служебных систем (БМСС) «Навигатор» [3], используя задел на основе КА «Спектр-РГ», работающего в дальнем космосе – окрестности точки либрации L_2 системы Солнце–Земля.

Общий вид предлагаемого КА мониторинга малых небесных тел, космической погоды и Солнца на основе БМСС «Навигатор» в транспортной конфигурации показан на рисунке 1.

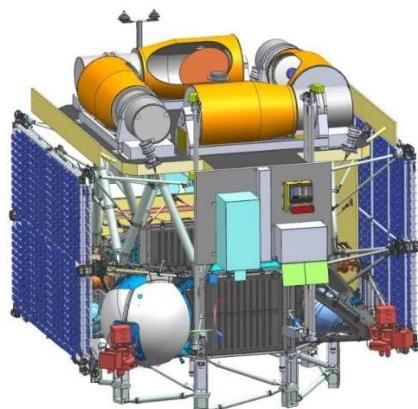


Рисунок 1. Общий вид КА в транспортной конфигурации

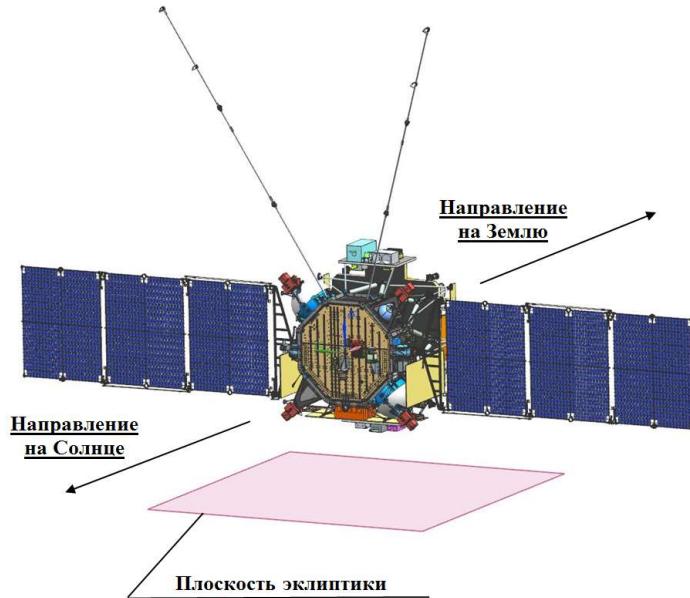


Рисунок 2. Ориентация КА при функционировании на квазипериодической орбите в окрестности точки либрации L_1

При функционировании КА на квазипериодической орбите в окрестности точки либрации L_1 (см. рисунок 2) он ориентируется таким образом, чтобы каждый из комплексов целевой аппаратуры мог выполнять свою задачу: комплекс мониторинга малых небесных

тел, включающий четыре оптических телескопа, будет направлен в сторону Земли, а комплекс мониторинга космической погоды и Солнца – на Солнце.

Так, проектируемый КА станет важным элементом комплексной КС мониторинга МНТ, КП и Солнца. Это позволит создать более надежную систему предупреждения о потенциальных угрозах для обеспечения безопасности как космических аппаратов, так и жизни на Земле в целом.

Литература:

1. J. Williamsen, D. Pechkis, A. Balakrishnan, S. Ouellette. Improving Orbital Debris Environment Predictions Through Examining Satellite Movement Data // Journal of Spacecraft and Rockets. 2020. 58(1). Р. 1-7.

2. Леус Н.А., Макарова Д.Ю. К вопросу развития систем мониторинга космического пространства с целью обеспечения безопасности и устойчивого развития космической деятельности // Экономика космоса. 2023. 3(5). С. 4–18.

3. Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Митькин А.С. Многофункциональная космическая платформа Навигатор. Часть 1. Общие сведения. Назначение и состав многофункциональной космической платформы «Навигатор». Химки. Изд-во Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина. 2017. С. 9-14.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ BLUE GHOST M1 НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ ПО РАДИОИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ

Казанцева Е.О.^{1*}, Бондаренко Ю.С.¹, Маршалов Д.А.¹

Институт прикладной астрономии РАН, г. Санкт-Петербург, Россия

* eo.kazantseva@iaaras.ru

Оперативное и высокоточное определение местоположения космического аппарата (КА) на поверхности Луны важно для координатно-временного обеспечения текущих и планирования будущих лунных миссий, включая национальные и международные проекты. Наземные радиотехнические методы измерений сигналов КА позволяют решать эту задачу [1], независимо от погодных условий и не требуя установки дополнительного оборудования на КА.

В докладе представлены результаты определения сelenографических координат посадочного модуля Blue Ghost M1 (BGM-1) по радиоинтерферометрическим (РСДБ) измерениям задержки принятого сигнала. Модуль BGM-1 совершил успешную посадку в море Кризисов 2 марта 2025 года и в течение двух недель передавал данные телеметрии и научные данные в S и X-диапазонах частот. В это же время 2, 5 и 15 марта на 13,2-метровых радиотелескопах РСДБ-комплекса «Квазар-КВО», расположенных в обсерваториях «Зеленчукская», «Светлое» и «Бадары» проводились РСДБ наблюдения сигнала BGM-1. Полученные радиотехнические измерения позволили установить момент посадки (рисунок 1), а так же определить координаты модуля на лунной поверхности.

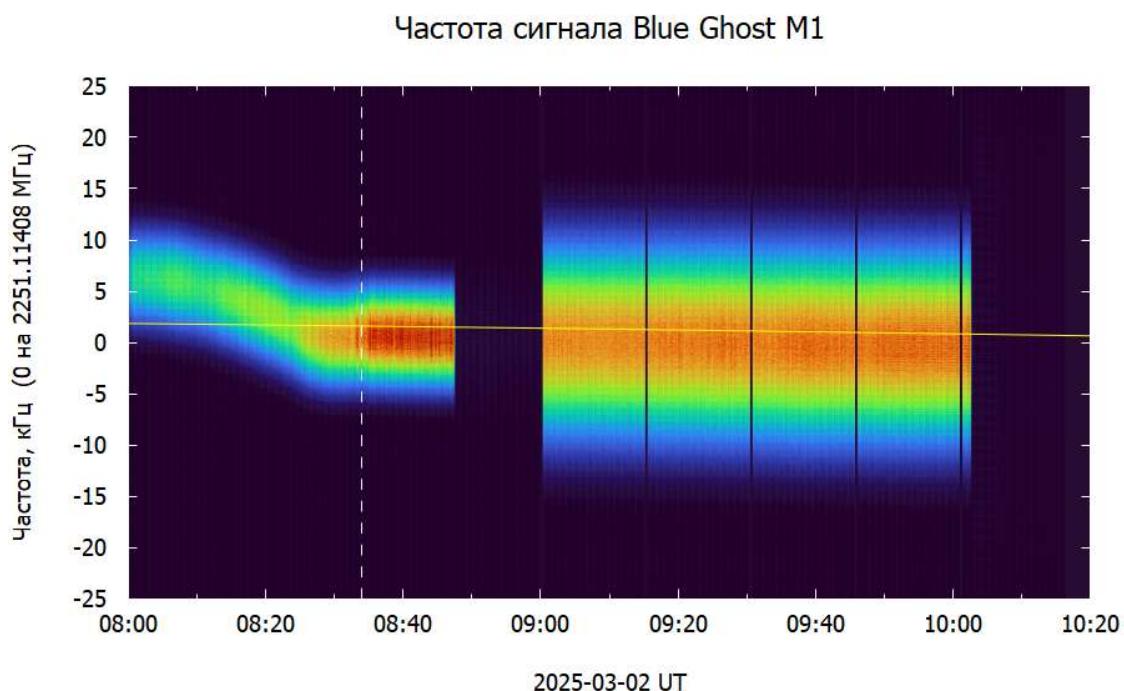


Рисунок 1. Спектрограмма сигнала телеметрии BGM-1 в S-диапазоне частот во время фазы посадки 2 марта. Пунктирной белой линией указан момент посадки аппарата.

Литература:

1. Kazantseva E., Bondarenko Y., Marshalov D., Medvedev Y. Obtaining the Chandrayaan-3 lander coordinates on the lunar surface by the Doppler measurements of the transmitted signal with an Earth-based receiving system // Modern astronomy: from the Early Universe to exoplanets and black holes. SAO RAS. 2024. P. 893–896.

МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ БЛЕСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЗА СЧЕТ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ, ОТРАЖЕННОГО ОТ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Класс Е.В.^{1*}, Ульянов С.А.¹

¹ – ГНЦ РФ ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики»,
Москва Россия

* elenaklass@yandex.ru

Чрезвычайная засоренность околоземного пространства вышедшими из строя космическими аппаратами (КА) – объектами космического мусора (КМ), обуславливает активизацию усилий по организации контроля за состоянием указанных объектов. Наблюдение за объектами КМ обычно выполняется в пассивном режиме за счет регистрации отраженного солнечного излучения.

Прогнозирование блеска КМ обычно опирается на моделирование процессов отражения от поверхности объекта прямого солнечного излучения, представляющего собой практически параллельный поток частиц. Солнечное излучение, отраженное от поверхности Земли, является источником расходящегося потока частиц, интенсивность которого спадает с увеличением расстояния от поверхности Земли. При наземных оптических наблюдениях вклад отраженного от Земли излучения в блеск объектов на низких орбитах, где может быть его наиболее весомый вклад, сложно оценить из-за условий наблюдения: наземные оптические датчики находятся в темноте, а наблюдаемый объект – освещен Солнцем. Т.е. поверхность Земли под объектом в момент наблюдений практически не освещена солнечными лучами. В тоже время наземными телескопами зафиксирован факт увеличения потока излучения за счет отраженного от поверхности Земли излучения для объектов на геостационарной орбите (ГСО) при больших фазовых углах наблюдения. Упрощенные методики [1, 2], разработанные для условий наземного наблюдения объектов на ГСО, показали достаточно удовлетворительные результаты.

Для оценки блеска объектов за счет излучения, отраженного от Земли, в общем случае нужна информация об ориентации объекта относительно Солнца, относительно наблюдателя, а также относительно поверхности Земли. Указанные выше методики используют примерное совпадение направлений на центр Земли и на наблюдателя из-за большой удаленности наблюдателя. Поэтому они не годятся для прогнозирования блеска при достаточно близких расстояниях наблюдателя от объекта наблюдения.

В настоящей работе кратко изложена модель оценки блеска объекта, функционирующего на произвольной орбите, за счет отраженного от поверхности Земли солнечного излучения, при наблюдении из космоса, реализованная в рамках трехмерной программы метода Монте-Карло РОКС-RG [3]. Представлены некоторые наиболее показательные результаты, полученные для модельного объекта.

Методика расчета

Математический аппарат, описывающий формирование источника солнечных излучений, отраженных от Земли, к настоящему времени достаточно хорошо развит в связи с необходимостью их учета при оценке внешних тепловых нагрузок на КА [см., например, 4]. Основное допущение разработанных моделей заключается в том, что поверхность Земли отражает свет диффузно и равномерно во всех направлениях. Математическое выражение для источника излучения формируется путем интегрирования отраженного излучения по всей поверхности планеты, попадающей в конус, центр которого находится на КА, а образующие являются касательными к поверхности Земли.

Основные особенности алгоритмической реализации модели методом Монте-Карло состоят в следующем. На первом этапе в пределах конуса, ограничивающего источник отражения на поверхности Земли, разыгрывается точка, с которой происходит облучение КА. Для полученной точки разыгрывается угол между направлениями от центра КА к

центру Земли и от центра КА к выбранной точке на Земле, на основе чего определяется угол отражения от поверхности Земли. Протяженность освещаемой Солнцем поверхности, с которой на искомый объект попадает отраженное излучение, в общем случае зависит от его положения относительно Солнца и Земли. Поэтому далее проводится проверка, может ли разыгранная точка на Земле быть источником отраженного солнечного излучения. В положительном случае проводится дальнейшее моделирование траектории частицы. Описанная модель была реализована в виде отдельного модуля программы РОКС-RG.

Для подтверждения работоспособности и достоверности разработанной методики были проведены расчеты блеска для ГЕО-спутника, данные по которому приведены в [1]. В указанной работе представлены фазовые зависимости звездных величин для спутника DIRECTV 12, #36131, полученные в результате наблюдений. Там же приведены расчетные оценки, полученные по упрощенной модели, предполагающей диффузное отражение солнечного света от поверхности Земли и диффузное отражение от поверхности спутника. Форма спутника – большая плоская солнечная батарея площадью 100 м², тело спутника – сфера радиусом 1 м.

Расчет блеска для модели в [1] по программе РОКС-RG проводился с учетом возможной шероховатости отражающей поверхности солнечных батарей. Степень шероховатости солнечных батарей, характеризуемая отношением σ/τ , где σ – среднеквадратичное отклонение высоты неоднородностей, а τ – корреляционная длина, была выбрана равной $\sigma/\tau=0.03$. Обратная сторона батарей полагалась диффузно отражающей. Результаты наших расчетов в сопоставлении с данными из [1] представлены на рис. 1. Значки на графике показывают разброс данных наблюдений. Видно, что расчетные данные, полученные по РОКС-RG, достаточно хорошо согласуются с результатами наблюдений в области фазовых углов, больших 90°. Также видно, что для области фазовых углов, меньших 90°, учет шероховатости солнечных батарей позволяет более корректно описать зависимость блеска, полученную по результатам наблюдений, чем по упрощенной методике из [1].

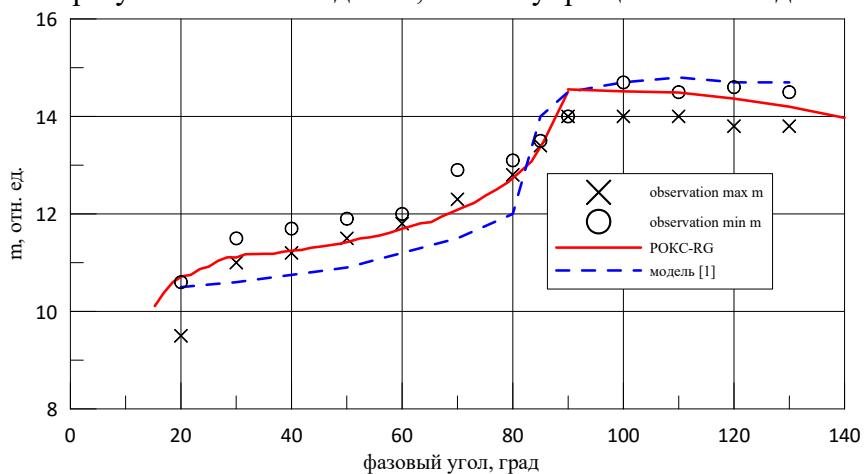


Рисунок 1. Сравнение расчетных значений звездной величины для спутника DIRECTV 12 (РОКС-RG и модель [1]) с данными наблюдений.

Результаты исследований

Для проведения исследований была рассмотрена модель спутника типа Cubesat с длиной ребер 20 см на орбите высотой 600 км. На каждой из шести граней куба 75% площади занимали солнечные батареи, остальное – алюминиевый сплав. Значения коэффициентов отражения выбраны следующие: полный коэффициент отражения солнечных батарей – 23%, алюминиевого сплава – 45%, зеркальное отражение батарей – 5%, алюминий – 15%. Зеркальное отражение моделировалось с учетом возможной шероховатости поверхности: значения σ/τ для алюминия выбраны равными 0.4, для батарей 0.04.

Некоторые результаты расчетов представлены на рис. 2а-в в виде полярных диаграмм, показывающих распределение индикаторы отражения модельного объекта при

облучении прямым солнечным излучением и отраженным от Земли. Геометрия облучения: верхняя грань объекта ориентирована в плоскости, перпендикулярной направлению от центра масс объекта к центру Земли ($\theta_{end}=0^\circ$), Земля снизу. Углы падения солнечных лучей для указанной ориентации объекта составили θ_{sun} : 0° , -60° и -100° (отсчет углов по часовой стрелке от нормали к верхней грани). Удаленность от наблюдателя – 10 км. Интервал углов $90^\circ \dots 270^\circ$ на рисунках характеризует индикаторы отражения в сторону Земли. Прерывание кривой в зависимостях индикаторы отражения для прямого облучения от Солнца связано с наличием теневых областей объекта.

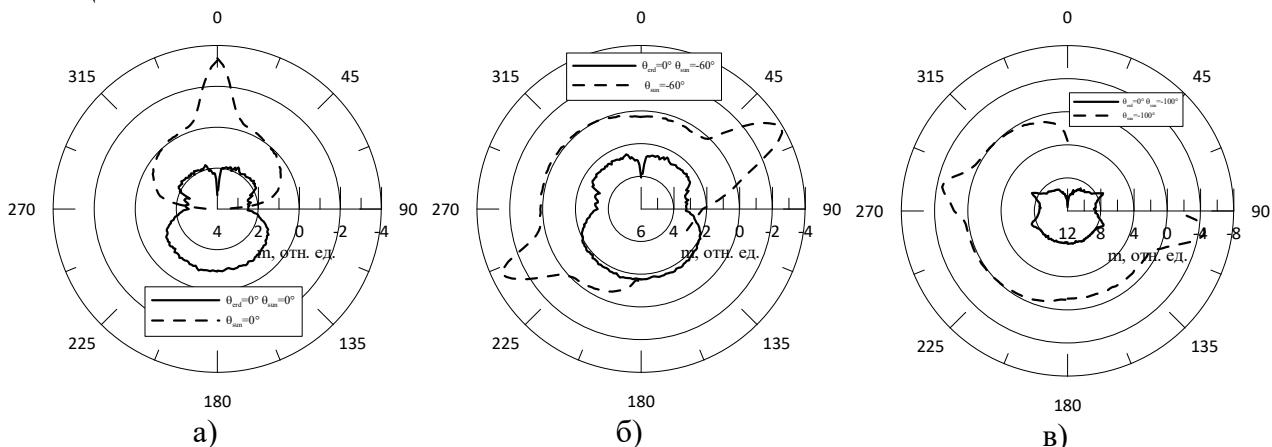


Рисунок 2. Блеск объектов, облучаемых отраженным от поверхности Земли излучением, (сплошная) и прямым солнечным излучением (пунктир).

Анализ зависимостей на представленных рисунках показывает, что блеск за счет отражения от Земли может быть достаточно заметным, но лишь в области тени объекта, освещаемого прямыми лучами Солнца. Во всех остальных областях углового пространства его вклад существенно меньше, чем вклад от прямого облучения Солнцем. В частности, на рис.2а, где моделировалась ситуация облучения Солнцем по нормали к верхней грани, максимальные значения блеска за счет отраженного от Земли излучения лишь немного меньше значений блеска от прямого солнечного излучения (кроме значений в области зеркального максимума). Наименьшие значения блеска за счет отраженного излучения показаны на рис. 2в, где моделировалась ситуация, когда объект подсвечивается Солнцем снизу со стороны Земли (условия наземного наблюдения).

Выводы

Разработана методика оценки блеска космических аппаратов за счет излучения, отраженного от поверхности Земли, позволяющая проводить расчеты методом Монте-Карло для различных условий облучения в космосе. На примере простого модельного объекта показано, что указанный фактор в ряде случаев необходимо учитывать при наблюдениях за КМ в областях тени от прямого солнечного облучения.

Литература

1. Rita L. Cognion. Observations and Modeling of GEO Satellites at Large Phase Angles // AMOS 2013 Conference Proceedings, Wailea, Maui, Hawai'i. 2013.
2. Коробцев И.В., Мишина М.Н. Исследование особенностей фотометрических характеристик космических объектов в широком диапазоне фазовых углов // Экологический вестник научных центров ЧЭС. 2017. 4 (2). С. 60-66.
3. Класс Е.В., Шаховский В.В., Бадюк К.В., Ульянов С.А. Учет шероховатости при расчете отражения оптического излучения в трехмерном объекте. // Оптический журнал. 2014. 82 (2). С.3–9.
4. Вопросы теплообмена в космосе. / [Фаворский О.Н., Каданер Я.С.] – М.: «Высшая школа». 1967. - 248с.

ПОИСК ОПТИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ, СОВЕРШИВШИХ МАНЕВР

Лукьянов А.П.^{1,2*}, Пругло А.В.², Равдин С.С.^{1,2}, Гундрова Е.И.²

¹ – Московский физико-технический институт, Москва, Россия

² – ПАО «МАК “Вымпел”», Москва, Россия

* kikkolo@mail.ru

Наблюдение низкоорбитальных космических объектов оптическими средствами (телескопами) имеет специфику по сравнению с наблюдениями высокоорбитальных космических объектов. Во-первых, космические объекты на низких высотах имеют высокую угловую скорость, при которой они находятся в поле зрения телескопа, составляющее единицы градусов, порядка десятка секунд. Во-вторых, интервалы времени физической видимости довольно коротки, так как они ограничены, с одной стороны, условием ночи в месте дислокации телескопа, а с другой – освещенностью космического объекта Солнцем. То есть Солнце должно быть ниже горизонта, но не слишком глубоко под ним. Если исключить приполярные области, то это вечерние и предутренние минуты, в лучшем случае – часы. Вследствие этого существуют периоды времени, когда возможности наблюдения части космических объектов отсутствуют. К концу таких периодов точность прогноза может снизиться настолько, что область неопределенности положения космического аппарата (КА) выйдет за пределы поля зрения телескопа. Третья специфическая черта касается наблюдения активных (работающих) космических аппаратов. Все они вынуждены периодически включать двигатели, чтобы поддерживать высоту орбит, иначе под действием торможения в верхней атмосфере они снизятся и прекратят свое существование. Такие корректирующие включения двигателей будем называть орбитальными маневрами, как это принято в литературе по баллистике [1]. Кроме маневров по поддержанию орбиты возможны другие типы маневров, в частности, маневры-уклонения от опасных сближений с другими космическими объектами [2], которые могут осуществляться не только за счет ускорения космического аппарата, но и его торможением.

В результате проведения маневров и редкости периодов наблюдения часто складывается ситуация, что в прогнозируемой без учета маневра точке и ее окрестности порядка ширины поля зрения телескопа космического аппарата не оказывается. Таким образом, актуальна задача поиска космического аппарата, совершившего орбитальный маневр.

В литературе, например, [3, 4, 5], основной акцент делается на задачи обнаружения маневров в предположении, что получены серии измерений как до, так и после маневра, с целью определения параметров маневра и орбитальных параметров после него. Способ получения измерений после совершения маневра в ней не рассматривается. В данной работе представлен подход к автоматическому поиску объектов, которые регулярно наблюдались до момента совершения маневра, а после него сместились относительно исходной орбиты на величину, превышающую размер поля зрения. Подход заключается в предположении незначительности поперечных смещений сманеврировавшего космического аппарата относительно исходной орбиты, не приводящее к выходу его за пределы полей зрения телескопов.

1. В настоящей работе обосновано упрощающее предположение о незначительности поперечных смещений сманеврировавшего космического аппарата относительно исходной орбиты, не приводящее к выходу его за пределы полей зрения телескопов в поперечном направлении. С учетом этого предположения алгоритму поиска

достаточно выполнять одномерный просмотр положений объектов в продольном направлении движения объекта.

2. Представлена структура алгоритма поиска низкоорбитальных космических объектов, совершивших маневр, с учетом физических ограничений их наблюдаемости. Разработана программная реализация алгоритм поиска маневрирующих космических аппаратов.
3. Приведены результаты экспериментальных работ, выполненных на оптической сети ПАО «МАК «Вымпел» с применением этого алгоритма, для случаев поиска КА, когда после момента совершения маневра до возможности проведения наблюдений проходило от нескольких дней до месяца. Успешные результаты в десятках случаев поиска демонстрируют то, что заложенная упрощенная модель маневров пригодна для решения поставленной задачи, а реализация алгоритма обеспечивает ее решение в автоматическом режиме.
4. Анализ результатов экспериментов демонстрируют также то, что использование нескольких телескопов, разнесенных на значительное расстояние, позволяет более быстро и эффективно решать задачу поиска маневрирующих аппаратов.

Литература:

1. Основы механики космического полета / [Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г.] – М.: Наука, 1990.
2. Баранов А. А., Карапунов М. О. Методика выявления и оценки сближений космического аппарата с объектами космического мусора // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. 4 (52). С. 3.
3. Huang J., Hu W., Zhang L. Maneuver detection of space object for space surveillance // Proc. 6 European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany. 2013. P. 22-25
4. Pastor A., Escribano G., Rivo M. S. Satellite maneuver detection and estimation with optical survey observations // Journal of the Astronautical Sciences. 2022. 69 (3). P. 879-917.
5. Lace, Arthur A. Dynamic sensor tasking and IMM EKF estimation for tracking impulsively maneuvering satellites // MS thesis. Purdue University, 2016.

УТОЧНЕНИЕ ФОТОМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТУСКЛЫХ ИСКУССТВЕННЫХ
КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ И ПРАКТИЧЕСКИЕ ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ЕЕ
ВНЕДРЕНИЮ

Лукьянов А.П.^{1,2*}, Пругло А.В.², Равдин С.С.^{1,2}, Гундрова Е.И.²

¹ – Московский физико-технический институт, Москва, Россия

² – ПАО «МАК “Вымпел”», Москва, Россия

* kikkolo@mail.ru

В докладе рассматривается задача построения фотометрической модели, конечной целью которой является максимально эффективное планирование оптических наблюдений искусственных космических объектов (КО). Критерием эффективности планирования служит естественная величина – вероятность успешных наблюдений КО, выполняемых по плану, разработанному в соответствии с моделью фотометрических свойств КО и имеющихся физических и технических ограничений.

Построение фотометрической модели тусклых объектов, обнаружение которых происходит не при каждой попытке, не может проводиться так же, как и для ярких объектов, наблюдаемых регулярно. При ее построении возникает задача экстраполяции вероятностного закона распределения блеска таких объектов на величины, недоступные наблюдению. Принципиальную постановку этой задачи авторы рассматривали в своем докладе [1]. В нем алгоритм был ограничен обработкой наблюдений КО на приблизительно одинаковых дальностях и фазовых углах телескопами с близкими проникающими способностями. Внедрение сформулированных в нем практических рекомендаций на телескопах Вымпела позволило накопить большой объем данных, необходимых для дальнейшего развития алгоритма, о котором пойдет речь в настоящем докладе.

Новый алгоритм расширяет условия применимости: он предназначен для получения вероятностных законов распределения для трудно наблюдаемых КО и объединения результатов наблюдений по неоднородным данным от разных телескопов на разных дальностях и при разных фазовых углах.

В докладе иллюстрируются результаты его применения при обработке как имитированных, так и реальных последовательностей наблюдений. Результаты применения алгоритма по реальным измерениям блеска КО, являющихся трудно наблюдаемыми телескопами Вымпела с апертурами до 30 см, сопоставлены с данными телескопов с высокой проникающей способностью, способных обнаруживать такие объекты регулярно. Показано, что результаты пересчета наблюдений, полученных по данным относительно слабых телескопов, согласуются с прямыми измерениями более сильных телескопов.

Для адекватного построения модели блеска КО недостаточно формировать ее только по удачным наблюдениям. В этом случае мы будем иметь условное среднее значение (при условии удачи), которое будет более оптимистичным (давать более яркий блеск), чем это есть на самом деле. Использование более адекватных моделей блеска объектов в алгоритме распределения заданий между телескопами различной проникающей способности позволит повысить эффективность их использования и случаев пропуска объектов станет меньше.

В качестве рекомендации по практической реализации предложенного алгоритма необходимо расширить перечень собираемой информации: нужно автоматически собирать данные по каждой попытке наблюдений (в том числе безуспешных) всех телескопов, включая время и направление наблюдения, дальность до КО и проникающую способность телескопов в режиме проведенного наблюдения. Оценки проникающей способности телескопов в случае безуспешных наблюдений должны определяться в обсерватории с учетом режима наблюдения, прозрачности атмосферы и уровня фоновой засветки.

Литература:

1. Лукьянов А.П., Гундрова Е.И., Равдин С.С., Пругло А.В., Выхристенко А.М. Обобщенная модель блеска космических объектов в интересах повышения эффективности планирования наблюдений и эксперименты по ее формированию в обсерватории Тирасполя // Экологический вестник научных центров ЧЭС. 2017. 4. С. 102-109.

РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМА СТЕРЕООСКОПИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ АВТОНОМНЫХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Омельчук А.А.^{1*}, Рубан Д.В.¹, Поташов С.Ю.¹

¹ – Центральный научно-исследовательский институт химии и механики
им. Д.И. Менделеева, Москва, Россия

* omelchuk-alex@mail.ru

Актуальной задачей, решаемой при создания беспилотных систем, является определение расстояния до окружающих объектов и их формы. Это необходимо для ориентации в пространстве и совершения маневров в процессе движения по заданному маршруту. Разработано множество способов получения и накопления информации о пространственном положении робота-агента [1, 2]. Одним из таких способов является метод стереоскопического зрения. Его суть заключается в определении расстояния до объектов съемки на основе параллакса, присутствующего в стереоизображениях [3, 4].

Настоящая работа производится в рамках создания системы технического зрения, основанной на высокоскоростной обработке стереоизображений, где решается задача реализации алгоритма восстановления трехмерной сцены. На текущем этапе был реализован алгоритм полуглобального стереосопоставления, результатом работы которого являлись карты диспаритета [5]. На данном этапе реализованы операции удаления недостоверных пикселей (прореживание карты диспаритета) и восстановления трехмерных координат.

Основной задачей являлось восстановление трехмерной геометрии сцены без каких-либо априорных сведений о ней. Исходными данными являлись стереоизображения — пара кадров одной и той же сцены, полученные с разных ракурсов при помощи связанной пары камер. В качестве представления результатов, на основе которых производилось оценивание качества работы алгоритма, были выбраны восстановленные облака точек. Для проведения численных экспериментов использовались широко распространенные публичные наборы данных *Middlebury* [6] и *Sceneflow* [7] (подмножество *Monkaa*). В основе метода восстановления сцены лежит метод полуглобального сопоставления *SGM* [8] для вычисления карт диспаритета. Наилучшие результаты обеспечиваются использованием в качестве функции стоимости расстояния Хемминга между дескрипторами, полученными при помощи операции *census transform* [9], а также операцией перекрестной проверки *consistency left-right check*. На основе вычисленных карт диспаритета строятся карты глубины в соответствии с формулой, связывающей диспаритет и глубину.

На рис. 1 и рис.2 приводятся примеры исходных данных и результаты, полученные описанным алгоритмом. На рис. 1 приведены исходные изображения из набора данных *Monkaa* [6]. На рис. 2 приведено облако точек, сфотографированное с разных ракурсов, для изображений, приведенных на рисунке 1.



Рисунок 1. Пара стереоизображений из набора данных *Monkaa*



Рисунок 2. Фотографии восстановленного облака точек с разных ракурсов: (вверху) с главного вида, (внизу) при повороте $\sim 45^\circ$

Рисунки показывают, что с помощью описанного алгоритма удалось из двух фотографий, образующих стереоизображение, получить частичную трехмерную модель сцены. В дальнейшем этот результат работы будет использован для накопления информации и построения детализированного облака точек методами *ICP* [10], в котором будут отсутствовать дыры и прогалы. В свою очередь детализированные облака точек непосредственно используются для осуществления навигации беспилотных систем.

В работе [11] стереоскопическое зрение используется для определения расстояния до объектов, удалённых на расстояния в сотни метров. Для оценки точности определения расстояний использовалась широко распространённая практика генерации синтетических стереоизображений с одновременным получением истинных карт глубины.

В настоящей работе расстояние до интересующих объектов вычисляется усреднением расстояний по всем пикселям, принадлежащих изображению объекта. Для измерения расстояний до объектов в наборе данных *Monkaa* была использована сегментированная разметка, представленная авторами набора данных. Ориентация и взаимное расположение виртуальных камер соответствует фронтально-параллельной конфигурации камер [4] со стереобазой в 1 метр для всех стереопар. Для проведения измерений расстояний были выбраны первые 50 изображений из группы *funnyworld_augmented0_x2* и измерялось расстояние до камня, лежащего на земле. Такой выбор объектов и изображений обусловлен равномерным распределением расстояний по всем ракурсам, и, как следствие, наибольшей точностью и показательностью результатов.

На рисунке 3 приведены графики сравнительного анализа точности методов, описанных в работе [11] и разработанного алгоритма. В работе [11] использовалась стереобаза 0.25 м. На верхнем графике приведена точность трёх методов, описанных в статье на всём диапазоне измеряемых расстояний. В наборе данных *Monkaa* доступен диапазон расстояний от 11 до 19 метров. На рисунке 3, внизу, приведены результаты по точности текущего алгоритма. Для сравнения приведены данные работы [11], интерполированные в область малых расстояний.

Исходя из приведённых графиков, можно сделать следующие выводы: подтверждается зависимость уменьшения точности определения расстояния от увеличения расстояния, присутствует незначительное число выбросов, обусловленное неточностью и

ошибками работы алгоритма на границах объектов, подтверждается зависимость точности определения расстояния от стереобазы (точность методов из работы [11] меньше точности разработанного нами алгоритма в 4 раза, в том же отношении, что и стереобазы 0.25/1).

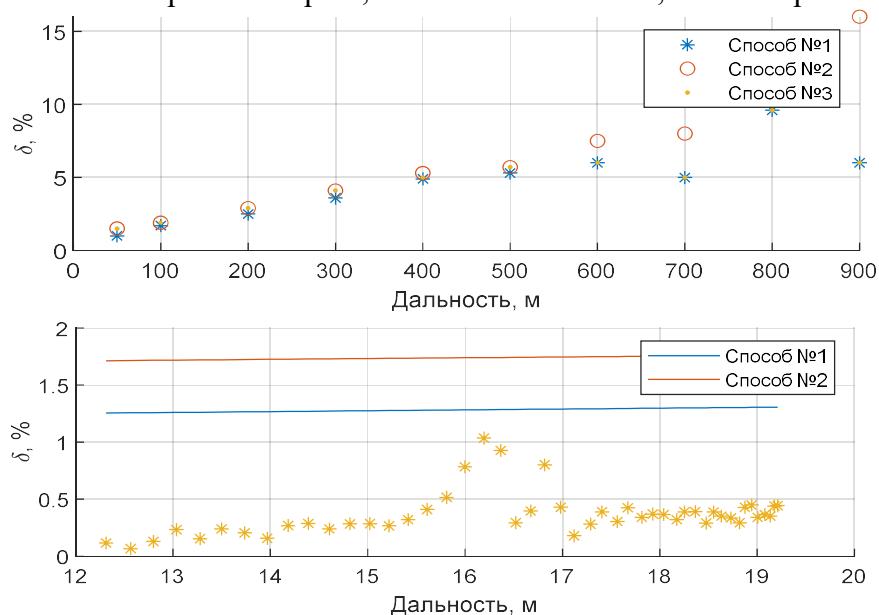


Рисунок 3. Относительная ошибка определения дальности: (вверху) результаты из статьи [11], (внизу) текущие результаты в сравнении с [11]

Литература:

1. de Freitas, Carlos Miguel da Silva. Autonomous navigation with simultaneous localization and mapping in/outdoor. MS thesis. Universidade do Porto (Portugal), 2020.
2. Wang C. C. et al. Simultaneous localization, mapping and moving object tracking //The International Journal of Robotics Research. 2007. 26(9). P. 889-916.
3. Julio A., Strader J., Carrillo H. [et al.] A Survey on Active Simultaneous Localization and Mapping: State of the Art and New Frontiers // IEEE Trans. Rob. 2023. 39(3). P. 1686-1705.
4. Multiple View Geometry in Computer Vision / [Hartley R., Zisserman A.] — Cambridge University Press, 2000.
5. Scharstein D., Szeliski. R. A taxonomy and evaluation of dense two-frame stereo correspondence algorithms // International Journal of Computer Vision. 2002. 47(1). P.7-42.
6. Middlebury Stereo Dataset. URL: <http://vision.middlebury.edu/stereo/> (дата обращения: 02.03.25).
7. Computer Vision Group, Freiburg. URL: <https://lmb.informatik.uni-freiburg.de/> (дата обращения: 02.03.25).
8. Hirschmüller H. Accurate and efficient stereo processing by semi-global matching and mutual information // IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. 2005. 2. P. 807–814.
9. Hafner D., Demetz, O., Weickert J. Why is the census transform good for robust optic flow computation? // International Conference on Scale Space and Variational Methods in Computer Vision. 2012. 7893. P. 210–221.
10. Somani A., Huang T.S., Blostein S.B. Least-square fitting of two 3-D point sets // IEEE Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1987. 9(5). P. 698–700.
11. Корепанов С. Е., Смирнов С. А., Стротов В. В. Алгоритм определения дальности до объекта для стереоскопической системы технического зрения реального времени // Цифровая обработка сигналов. 2011. 3. С. 57-61.

О СТЕПЕНИ ДОВЕРИЯ К РЕЗУЛЬТАТАМ МОДЕЛИРОВАНИЯ В ИССЛЕДОВАНИЯХ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ КОСМОСА

Вениаминов С.С.¹, Гололобов И.Л.¹, Поздняков А.Ю.¹, Шалдаев С.Е.¹, Шатов П.В.¹

¹ – НИИЦ (г. Москва) ЦНИИ ВКС МО РФ, Москва, Россия

* anton.pozdnyakov@list.ru

В случае невозможности получения прямых измерений физических величин и параметров процессов, общепринятым решением является их определение с помощью моделирования генерирующих их процессов. К таким параметрам относятся характеристики техногенной засорённости околоземного космического пространства, учёт которого необходим при проектировании, изготовлении и эксплуатации космических аппаратов (КА).

Адекватное представление о состоянии техногенного засорения космоса и его прогнозирование крайне существенно при принятии ответственных решений в космической деятельности, таких как выбор орбитальной области для размещения космического аппарата (КА) или космической системы (КС), расчет конструктивных характеристик КА, в частности, его бронирования от столкновений с космическим мусором (КМ), выяснение возможных причин выхода из строя КА или снижения эффективности его функционирования и т. д. Для получения такого представления ввиду недостатка реальной измерительной информации исследователями и конструкторами широко используются различные модели.

По последним результатам экспериментов в докладе показано, насколько известные и широко используемые во всем мире модели могут выдавать ошибочные результаты, иногда существенно ошибочные.

УСТРАНЕНИЕ ЭФФЕКТА ВРЕМЕННОГО ПАРАЛЛАКСА ПРИ СЪЕМКЕ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ НА КМОП-МАТРИЦАХ В РЕЖИМЕ ROLLING SHUTTER

Прохоров М.Е.^{1*}, Захаров А.И.¹, Крусанова Н.Л.¹, Мошков В.Г.¹, Тучин М.С.¹

¹ – Государственный астрономический институт им. П.К.Штернберга МГУ,
Москва, Россия

* mike.prokhorov@gmail.com

Временной параллакс – искажение формы быстро движущихся предметов на фотографии и видеозаписи при последовательном считывании разных частей оптического изображения. Эффект был обнаружен с появлением в конце XIX века щелевых затворов, экспонирующих изображение перемещающейся щелью переменной ширины. Явление получило жargonное название «скользящий затвор» (англ. rolling shutter). В современных КМОП-матрицах явление связано с одноименным режимом чтения данных, реализация которого дает более высокую скорость чтения и меньшую стоимость матриц, чем в режиме global shutter. На рисунке 1 показано искажение формы быстро движущегося автобуса (слева) и типичное искажение вида врачающегося винта вертолета (справа).

При съёмке движущихся объектов, угловая скорость которых сопоставима со «скоростью движения щели затвора», их форма может искажаться. Это почти незаметно при длинных выдержках, когда изображение смазывается, но отчётливо видимо при коротких экспозициях. При совпадении направлений объект сжимается или растягивается, а при перпендикулярных направлениях – отображается наклонным (см. рис. 1).



Рисунок 1. Искажения изображений в режиме rolling-shutter

При электронной регистрации эффект возникает из-за построчного считывания матрицы. Перемещение считываемой строки выполняет роль щели затвора. Разные участки кадра регистрируются в разные моменты времени. При этом изображение может сильно искажаться вплоть до фрагментации снятых объектов. Чем быстрее движется объект, тем сильнее его деформация [1]. Искажения возникают и при перемещениях самой камеры, например, в сканирующем режиме регистрации.

Регистрация звездного неба на матричных приемниках излучения отличается от приведенных примеров. Объекты на рисунке 1 искажены, однако они резкие, эффектом временного параллакса. Однако оба этих изображения резкие, экспозиции достаточно коротки, чтобы сдвиг объекта не приводил к существенному смазу изображения.

При регистрации звезд, являющихся тусклыми источниками излучения, используются достаточно длительные экспозиции, при которых их смещение составляет много пикселей, а изображение принимает вид полосы. В режиме rolling-shutter могут измениться положения в кадре концов этой полосы (и, как следствие, ее длина), а вот ее наклон измениться не может, т.к. смазанное изображение образуется в тех пикселях матрицы, по которым за время экспозиции прошла звезда.

Пусть моменты начала и конца экспозиции в кадре зависят от координаты X строки КМОП-матрицы (её номера) линейным образом:

$$\begin{aligned} t - t_{beg,0} &= X / V_{ex} && \text{(моменты начала экспозиции);} \\ t - t_{beg,0} &= X / V_{ex} + \tau && \text{(моменты конца экспозиции).} \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь V_{ex} – скорость перемещения считываемой строки. Rolling-shutter идет вдоль столбцов – для всех пикселей в строке моменты начала и конца экспозиции совпадают.

Также предположим, что изображение звезды движется по фокальной плоскости прямолинейно и равномерно

$$\begin{aligned} X &= X_0 + V_x(t - t_{beg,0}) && \text{(вдоль столбцов, } X \text{ – координаты строк);} \\ Y &= Y_0 + V_y(t - t_{beg,0}) && \text{(вдоль столбцов, } Y \text{ – координаты столбцов).} \end{aligned} \quad (2)$$

Причем $V_{ex} > |V_x| > 0$. Если $V_x = 0$ – звезда неподвижная, для $V_x > 0$ будем называть звезду «попутной», а при $V_x < 0$ – «встречной».

Диаграмма на рисунке 2 иллюстрирует процесс экспозиции кадра в режиме rolling-shutter. На рисунке 2 показаны: 1 – неподвижная звезда ($V_x = 0$); 2 – «попутная» звезда ($V_x > 0$); 3 – «встречная» звезда ($V_x < 0$); 4, 5 – линии начала и конца экспозиции в разных строках. В кружках обозначены: a – момент начала экспозиции в 0-й строке (самый ранний во всей матрице); b – момент начала экспозиции неподвижной звезды; c – момент начала экспозиции «попутной звезды»; d – момент начала экспозиции «встречной» звезды; e – момент начала экспозиции в последней ($N-1$ -й) строке; f – момент окончания экспозиции в 0-й строке; g – момент окончания экспозиции неподвижной звезды; h – момент окончания экспозиции «встречной» звезды; i – момент окончания экспозиции «попутной» звезды; j – момент окончания экспозиции в последней ($N-1$ -й) строке (самый поздний во всей матрице). Также обозначены интервалы времени: τ – экспозиция в отдельной строке, τ^* – экспозиция во всей матрице.

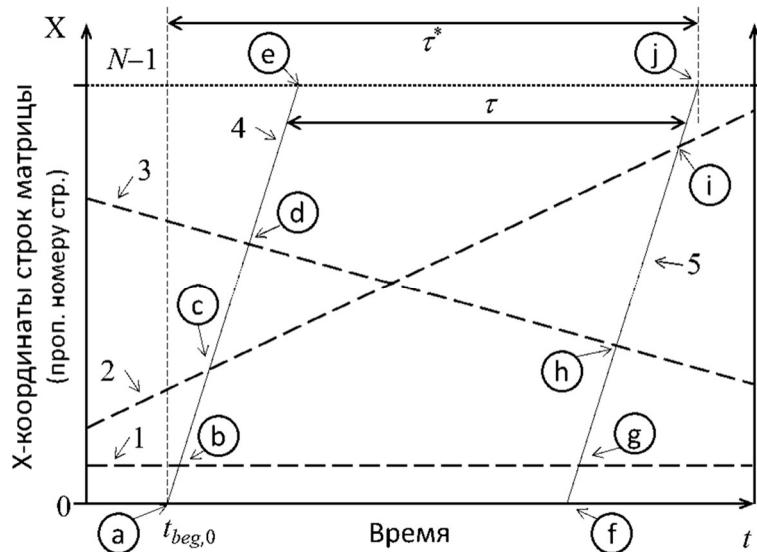


Рисунок 2. Иллюстрация экспозиции кадра на матрице в режиме rolling-shutter

Определим момент начала экспозиции для звезды, которая в момент $t_{beg,0}$ имела на матрице координату $X = X_0$, и ее положение в этот момент. Для этого надо решить систему уравнений:

$$\begin{cases} X = X_0 + V_x(t - t_{beg,0}); \\ t - t_{beg,0} = X / V_{ex}; \end{cases} \Rightarrow \begin{aligned} X_{beg,X_0} &= X_0 + V_x(t_{beg} - t_{beg,0}) = X_0 \frac{V_{ex}}{V_{ex} - V_x}; \\ Y_{beg,X_0} &= Y_0 + V_y(t_{beg} - t_{beg,0}) = Y_0 + X_0 \frac{V_y}{V_{ex} - V_x}. \end{aligned} \quad (3)$$

Аналогично для момента окончания экспозиции получаем:

$$\begin{aligned} X_{end,X_0} &= X_0 + V_x \frac{X_0}{V_{ex} - V_x} + V_x \frac{V_{ex}\tau}{V_{ex} - V_x} = X_{beg,X_0} + \tau \frac{V_{ex}V_x}{V_{ex} - V_x}; \\ Y_{end,X_0} &= Y_0 + V_y \frac{X_0}{V_{ex} - V_x} + V_y \frac{V_{ex}\tau}{V_{ex} - V_x} = X_{end,X_0} + \tau \frac{V_{ex}V_y}{V_{ex} - V_x}. \end{aligned} \quad (4)$$

Тогда эффективная длительность экспозиции объекта будет равна

$$\tau_{eff} \equiv t_{end} - t_{beg} = \frac{V_{ex}\tau}{V_{ex} - V_x}, \quad (5)$$

а длина ее смазанного изображения по осям X и Y

$$\ell_X \equiv X_{end} - X_{beg} = \frac{V_{ex}V_x}{V_{ex} - V_x}\tau = V_x\tau_{eff}, \quad \ell_Y = \frac{V_y}{V_x}(X_{end} - X_{beg}) = \frac{V_{ex}V_y}{V_{ex} - V_x}\tau = V_y\tau_{eff}. \quad (6)$$

Заметим, что $\ell_X / \ell_Y = V_x / V_y$, т.е. наклон смазанного изображения звезды в кадре не меняется.

Искажение, вызываемое временным параллаксом, можно исправить. Величины, входящие в приведенные выше формулы, можно разделить на две группы. К первой относятся априорно известные величины, определяемые характеристиками аппарата и режимами наблюдений:

- скорость rolling-shutter V_{ex} – техническая характеристика матрицы;
- момент начала экспозиции первой строки матрицы $t_{beg,0}$;
- длительность экспозиции кадра τ .

Ко второй группе относятся измеряемые величины – координаты концов смазанного изображения звезды или объекта: X_{beg,X_0} , Y_{beg,X_0} , X_{end,X_0} и Y_{end,X_0} .

Этих величин достаточно, чтобы определить неизвестные величины X_0 , Y_0 , V_x и V_y и восстановить правильные размеры трека звезды или объекта. Однако ограниченный объем этой публикации не позволяет авторам привести необходимые выкладки.

Заметим, что треки корректируются независимо, таким образом можно получить как правильные размеры смазанных изображений звезд, смаэ которых определяется угловой скоростью самой камеры (телескопа), так и изображений космических объектов, движущихся относительно звезд с произвольными скоростями и в разных направлениях.

Выводы:

1. Наклон смазанного изображения объекта в режиме rolling shutter такой же, как в режиме global shutter или при использовании центрального механического затвора.
2. Происходят: а) смещение изображения объекта вдоль направления смазы;
- б) изменение эффективной длительности экспозиции и длины смазанного изображения.
3. Измеряемых данных достаточно для исправления искажений изображений звезд и космических объектов, вызываемых режимом rolling-shutter КМОП-матриц.

Литература:

1. Köhler S., Lovisotto G., Birnbach S., et al. They See Me Rollin': Inherent Vulnerability of the Rolling Shutter in CMOS Image Sensors // ACSAC'21: Proceedings of the 37th Annual Computer Security Applications Conference, 2021. P. 399-413.

АНАЛИЗ НЕКООРДИНАТНОЙ О ИНФОРМАЦИИ ОБ ОКОЛОЗЕМНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТАХ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ
ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ.

Саква Н.В.^{1*}

¹ – АО «Астрономический научный центр», Москва, Россия

* nick@sakva.ru

При значительном отличии космического объекта (КО) от сферы его блеск зависит не только от фазового угла, но и от других параметров – углов разворота аппарата и элементов его конструкции относительно Земли, Солнца и наблюдателя. На основе имеющегося массива значений блеска при различных условиях наблюдения можно попытаться определить штатную ориентацию космического аппарата, характер вращения, наличие/отсутствие различных элементов, их размеры и оптические свойства. В докладе приведены модели диффузного и зеркального отражения солнечного лучистого потока в направлении наблюдателя для типичных элементов конструкции космического аппарата: сферы, цилиндра и плоскости.

Зависимости блеска от фазового угла широко используются при анализе формы и состояния искусственных околоземных объектов. В докладе приведены примеры «фазовых портретов» различных КО по результатам длительных (годичных) наблюдений, показаны характерные различия «фазовых портретов» для различных типов объектов.

Другим подходом к анализу формы и состояния КО является анализ кривых блеска — наблюдений, полученных с большой частотой (~10 в секунду) и высокой точностью на значительных интервалах времени (10-30 минут). В докладе приводятся результаты анализа таких наблюдений путем их сравнения с результатами имитационного моделирования наблюдений с помощью трехмерных геометрических моделей КО.

ПЛАНИРОВАНИЕ СЪЕМКИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С НАНОСПУТНИКОВ

Самыловский И.А.^{1*}¹ – Факультет космических исследований МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, Россия

* ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

Съёмка космических объектов или Non-Earth Imagery [1] является одним из относительно новых направлений деятельности коммерческих космических компаний. Интерес к нему диктуется, наряду с прочим, повышением параметров точности систем ориентации и стабилизации космических аппаратов и введением в строй камер новых поколений, которые требуют калибровки для успешного применения в классических областях типа дистанционного зондирования Земли. Луна и крупные элементы космического мусора, а также космические станции и элементы группировок типа Starlink при этом являются хорошими объектами для тестирования.

Настоящий доклад посвящен опыту команды лаборатории «Астродинамика» [2] в проведении подобных съёмок с использованием наноспутников МГУ и организаций-партнёров.

Основным инструментальным средством является семейство программ MIDE [3,4], выросшее из «интегрированной среды разработки космических миссий» и в настоящий момент включающее в себя также планировщик съемки наземных и космических объектов MIDE Astro Planner, средства оптимизации манёвров в околоземном пространстве, а также планировщик сеансов связи MIDE Azerot.

Программа создавалась как российский аналог «баллистико-геометрического» ядра пакета STK и, как демонстрирует рис. 1, основана на активном использовании параметрически заданных и динамически обновляемых систем координат, между которыми преобразуются координаты моделируемых объектов. В рамках планирования Non-Earth Imagery это позволяет оператору программы-планировщика редактировать расположение и параметры полей зрения задействованных сенсоров для выдачи в центр управления кватернионов, обеспечивающих попадание целевого объекта в кадр. Правая часть рис.1 демонстрирует также внесение поправок для использования камеры с не полностью функциональным полем видимости.

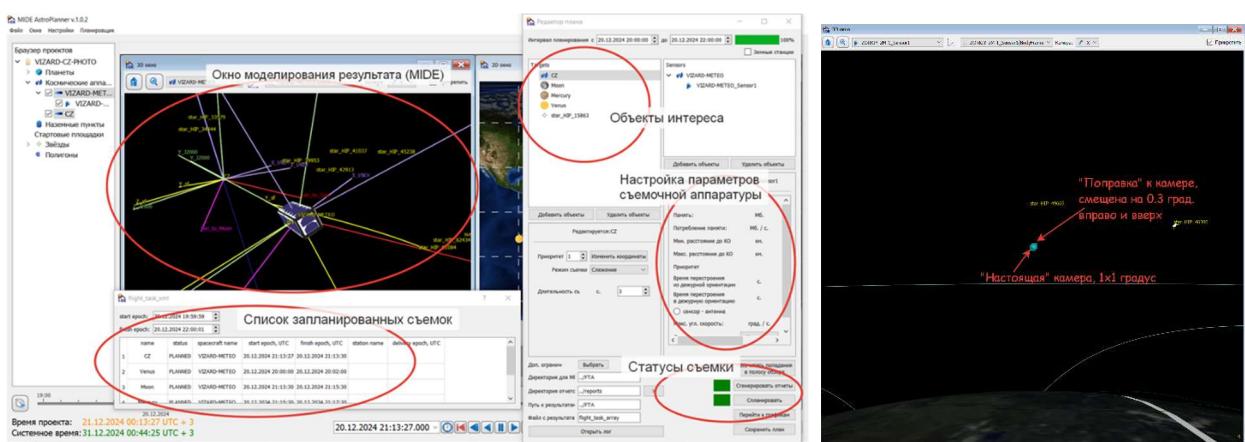


Рисунок 1. Графический интерфейс пользователя ПО MIDE AstroPlanner (слева) и пример работы с камерой, часть матрицы которой вышла из строя (справа).



Рисунок 2. Примеры работы MIDE AstroPlanner. Слева – кубсат 3U UmKa-1, отснятый обзорной камерой ДЗ3 низкого разрешения кубсата 3U «Монитор-3» 01.07.2024, справа – кубсат 3U Stratosat-TK-1, отснятый с кубсата 3U «Монитор-4» 21.06.2024

На рис.2 показаны примеры съемок с кубсатов группировки «Созвездие-270» [5] МГУ имени М.В.Ломоносова. Каждый эксперимент предполагает проведение следующих шагов:

1. Определение сближений спутников на дистанции, приемлемые для съемки;
2. Задание ограничений на засветку камеры Солнцем, на угловые скорости и т.д.;
3. Поиск подходящих «окон» съемки и расчет соответствующих наборов кватернионов ориентации;
4. В зависимости от особенностей бортового программного обеспечения – либо закладка кватернионов на борт, либо расчет параметров закрутки, наилучшим образом приближающих рассчитанную траекторию сопровождения и последующая закладка на борт;
5. Приём и обработка снимков: идентификация объекта наблюдения и т.д.

Работа проводилась в рамках проекта 24-Ш01-05 «Созвездие-270» Научно-образовательной школы «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М.В.Ломоносова.

Автор благодарит А.С. Коновалова за помощь в расчетах сближений космических аппаратов, Д.А. Пашкова [6] за обеспечение работы с радиолюбительскими кубсатами и команду Центра управления полётами ООО «СПУТНИКС» за возможность съёмки в высоком разрешении.

Литература:

1. Harris T., Allen C. The use of space-to-space non-Earth imagery (NEI) to underpin and de-risk space operations // Proc. SPIE 13192, Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites XXVIII, 1319215.
2. Сайт лаборатории «Астродинамика» ФКИ МГУ
URL: <https://www.astrodynlab.space/> (дата обращения: 27.04.2025).
3. Сазонов В.В., Самыловский И.А. MIDE - ПРОГРАММНАЯ СРЕДА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ - «РОССИЙСКИЙ STK» РАЗРАБОТКИ КОЛЛЕКТИВА ФАКУЛЬТЕТА КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ МГУ. // Созвездие Роскосмоса: траектория науки. Материалы II Отраслевой научно-практической конференции. Красноярск. 2023.
4. Сайт программных продуктов семейства MIDE
URL: <https://www.astrodynlab.space/mide> (дата обращения: 27.04.2025).
5. Сайт проекта «Созвездие-270» URL: https://rad-lab.space/constellation_ru (дата обращения: 27.04.2025)
6. Сайт проекта «Рузаевский центр космической связи» URL: <https://r4uab.ru/> (дата обращения: 27.04.2025)

РАЗРАБОТКА МАНИПУЛЯТОРА ДЛЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Уфимцев А.В.^{1*}¹ – Томский политехнический университет, Томск, Россия

* avu34@tpu.ru

В данной статье представлен процесс разработки и основные характеристики манипулятора, предназначенного для установки на малый космический аппарат (МКА). Рассматриваются особенности проектирования, включая требования к массе, габаритам, энергопотреблению, а также к точности и надежности работы в условиях космического вакуума и радиации. В работе предложены конструктивные решения для обеспечения гибкости и многофункциональности манипулятора, способного выполнять различные операции, такие как захват и перемещение образцов, установка научного оборудования, проведение технического обслуживания МКА. В статье проведен анализ используемых материалов и технологий, а также представлены результаты моделирования и тестирования прототипа. Обоснована целесообразность применения данного манипулятора для расширения возможностей МКА в будущих космических миссиях, включая планетарные исследования и работы на околоземной орбите.

В продолжение научно-исследовательской работы по разработке малого космического аппарата (МКА) формата CubeSat 3U (30 см x 10 см x 10 см) уже было составлено и спроектировано компонентное оснащение аппарата [1]. Текущей задачей является проектирование и разработка руки-манипулятора, размещающей в двух оставшихся блоках CubeSat с габаритами 200x100x100 мм.

Разработка манипулятора определена необходимостью расширения функциональных возможностей малых космических аппаратов в условиях их растущей значимости в проведении все более сложных научных исследований на околоземной орбите и в просторах внешней солнечной системы [2-3].

Рассмотрим процесс проектирования нескольких ключевых элементов манипулятора необходимых для реализации в полной мере требуемых от него функций. Муфта является неотъемлемым элементом рассматриваемого манипулятора, выполняющим ключевые функции соединения, передачи крутящего момента, адаптации геометрии, обеспечения прочности и предоставляя платформу для установки дополнительных устройств.

Далее создана деталь, осуществляющая соединение хвата манипулятора и руки. К данным деталям также было добавлено крепление для сервопривода, приводящего в движение исполнительный механизм, где крепится вал для хвата. Таким образом муфта была преобразована под функциональные требования манипулятора, как представлено на рисунок 1.

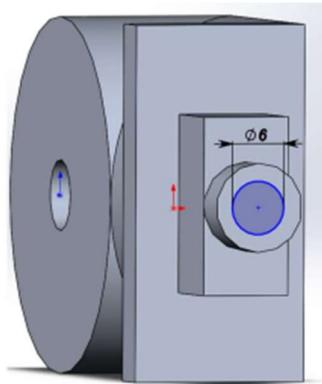


Рисунок 1. Результат преобразования муфты

Следующим этапом по аналогии были спроектированы и остальные звенья проектируемого изделия. Стоить заметить, что манипулятор является многозвенным и включает в себя, помимо муфты, угольник, плечо и клешню. Такой подход был применен с целью обеспечения гибкости и надёжности хвата с различных сторон. Автоматизация и роботизация руки обеспечена в виде сервопривода, редуктора и других исполнительных механизмов, способных на осуществление управляющего воздействия без влияния человека [4]. Между собой звенья соединены с помощью шарнирных механизмов. Каркас манипулятора изготовлен из легких и прочных материалов (алюминий), что соответствует требованиям к МКА по массе и прочности. Помимо того, он имеет основание для крепления на корпусе МКА, обеспечивающее надежную фиксацию и возможность проведения необходимых операций. Чтобы удостоверится, что он соответствует габаритам малого космического аппарата, манипулятор был помещён в короб с габаритами 200x100x100, как представлено на рисунок 2.

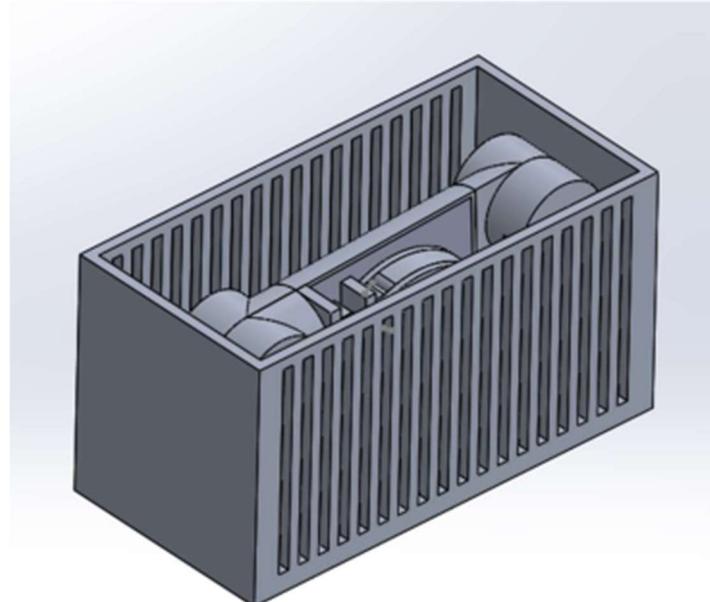


Рисунок 2. Конечный вид манипулятора в сложенном виде

После завершения проектирования было выпущено исследование на нагрузки разработанного манипулятора для определения допустимого запаса прочности. Был проведен статический анализ модели с использованием метода конечных элементов (МКЭ), который позволяет определить напряжения, деформации и перемещения в различных точках конструкции [5]. Моделирование проводилось с учетом условий, приближенных к реальным условиям эксплуатации в космосе, таких как вакуум и температурные перепады [6]. В ходе исследования были проанализированы распределение напряжений в различных частях конструкции манипулятора. Определены максимальные напряжения, которые возникают при приложении заданных нагрузок, как представлено на рисунок 3.

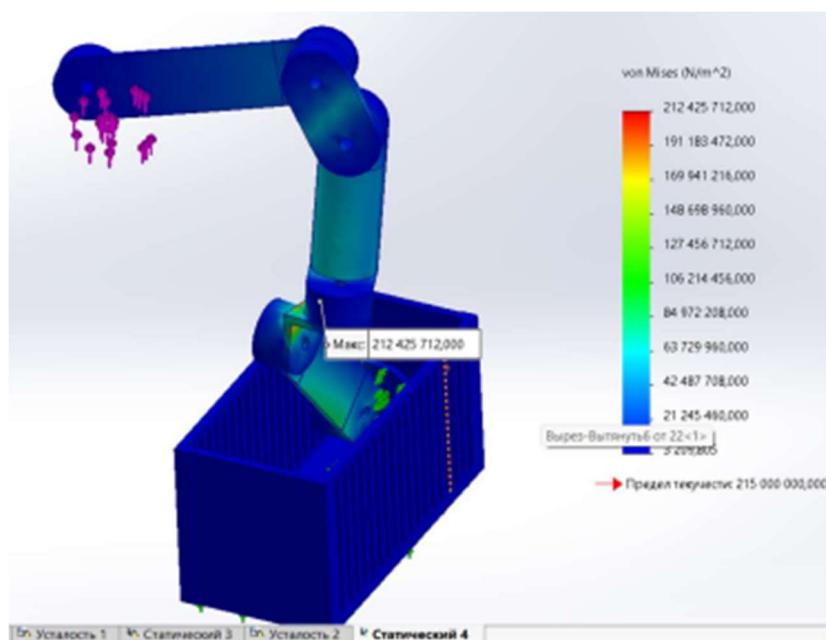


Рисунок 3. Анализ напряжений манипулятора в корпусе малого космического аппарата

По данным проведенного анализа напряжений мы можем судить о высокой степени прочности разработанной конструкции. Анализ производился по расчету критерия напряженности Мизеса. Для испытания разработанного аппарата в условиях максимально приближенных к реальным была приложена нагрузка в 3400 Ньютонов на основание манипулятора и 1500 Ньютонов на стрелу манипулятора. Данные нагрузки с большим запасом можно считать избыточными, поскольку в условиях невесомости и реальной работы в космосе малый космический аппарат не будет сталкиваться с такими нагрузками. Однако даже столь высокие нагрузки были выдержаны спроектированной моделью, что открывать путь к дальнейшим разработкам по представленной тематике и практическим испытаниям спроектированного аппарата.

Литература:

1. Уфимцев А.В. Разработка и проектирование модели малого космического аппарата CUBESAT // Сборник трудов XXIII научно-технической конференции молодых ученых и ПАО «РКК Энергия». С. 348 – 350.
2. Малышева Л.К., Малышев А.И. Углеводороды и дегазационные процессы Титана, спутника Сатурна // Литосфера. 2020. 20(6). С. 873–895.
3. Системы Юпитера и Сатурна: Формирование, состав и внутреннее строение / [Кусков О.Л., Дорофеева В.А., Кронрод В.А., Макалкин А.Б.] — М.: ЛКИ. 2009. -с.325.
4. Яскевич А.В. Уравнения движения манипулятора и полезного груза для полунатурной экспериментальной отработки операциистыковки // Тр. центра научно-технической информации «Поиск». Сер. XXII. «Ракетно-космическая техника». 1993. 4. С. 3–20.
5. Основы проектирования малых космических аппаратов / [Глухов А.А., Каширин В.В.] — М.: Машиностроение, 2018. -с.248.
6. Егоров М.П., Сергеев А.С. Методы моделирования распространения радиоволн в условиях космического пространства // Космические исследования. 2021. 59(3). С. 201-215.

БЕЗОПАСНОСТЬ КОСМИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ, УПРАВЛЕНИЕ ИМ И ЕГО
ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Вениаминов С.С.^{1*}, Гололобов И.Л.¹, Поздняков А.Ю.¹, Шалдаев С.Е.¹, Шатов П.В.¹

¹ – НИИЦ (г. Москва) ЦНИИ ВКС МО РФ, Москва, Россия

* sveniammi@gmail.com

Безопасность космического движения является важнейшей составляющей космической безопасности вообще. Это крайне сложное в реализации научно-практическое направление до сих пор серьезно не исследовалось и не разрабатывалось, несмотря на его высокую актуальность. В докладе отмечаются основные характерные особенности проблемы, определены главные угрозы безопасности космического движения, предложены некоторые возможные подходы к организации космического движения и управления им, а также к построению системы управления космическим движением.

О ВОЗМОЖНОСТИ ОБОБЩЕНИЯ ПОНЯТИЯ ЭФЕМЕРИДЫ (ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ) ПРИ
РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ КО

Вениаминов С.С.¹, Шатов П.В.¹, Поздняков А.Ю.¹

¹ – НИИЦ (г. Москва) ЦНИИ ВКС МО РФ, Москва, Россия

* p.v.shatov@mail.ru

При организации поиска малоразмерных и слабоконтрастных космических объектов (КО) по грубой априорной информации возникает проблема фиксации приемником слабого отраженного сигнала. С целью преодоления этих трудностей предлагается некоторое усложнение поисковых усилий средства наблюдения на основе использования принципа эквивалентности элементов плана поиска, доставляющего возможность уточнения информации о положении и скорости искомого КО в каждом элементе плана. Даётся конструктивный алгоритм действий. Показано также, что такое обобщение эфемериды повышает эффективность не только обнаружения плохо отражающих КО, но и при доставке важных сообщений строго на борт конкретного ИСЗ. Возможны и дальнейшие расширения возможностей применения этого алгоритма.

АНАЛИЗ РЕЗОНАНСНОЙ СТРУКТУРЫ ОБЛАСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

Шафоростов Т.В.^{1*}, Томилова И.В.¹, Бордовицьна Т.В.¹

¹ – Национальный исследовательский Томский государственный университет,
Томск, Россия

* shaforostovtv@gmail.com

В настоящем докладе представлены результаты изучения резонансной структуры области функционирования основных орбитальных группировок четырёх глобальных навигационных систем: GLONASS, GPS, BEIDOU и Galileo. Эта область простирается по большой полуоси от 25500 км до 29600 км с наклонениями 64, 55 и 56 градусов соответственно. Рано или поздно все объекты этих систем станут неуправляемыми и возникнет проблема их захоронения. Для выбора стабильных орбит захоронения нужно знать резонансную структуру области их функционирования.

Методика исследования. Орбитальные резонансы Методика основана на численно-аналитическом подходе. Численное моделирование применяется для расчета орбитальной эволюции объектов на выбранном временном интервале. Используется программный комплекс «Численная модель движения систем ИСЗ», последняя версия которого описана в [1]. Программный комплекс реализован в среде параллельных вычислений на суперкомпьютере "СКИФ Cyberia" Томского государственного университета.

Численное моделирование позволяет получить массив векторов положения и оскулирующих элементов орбит всех рассматриваемых объектов в заданные моменты времени. Для этих же моментов времени для каждого объекта вычисляются значения быстрых компонент частотного базиса с использованием, численного подхода [2].

Резонансные (критические) аргументы и резонансные соотношения для орбитальных (тессеральных) резонансов формируются, используя методику, предложенную в [3,4] и дополненную в [5,6].

Резонансные соотношения имеют вид

$$\begin{aligned}\dot{\Phi}_1 &= u(\dot{M} + \dot{\omega} + \dot{\Omega}) - m\dot{\theta}, \quad \dot{\Phi}_2 = u(\dot{\omega} + \dot{M}) + m(\dot{\Omega} - \dot{\theta}), \\ \dot{\Phi}_3 &= u\dot{M} + m(\dot{\omega} + \dot{\Omega} - \dot{\theta}), \quad \dot{\Phi}_4 = u(\dot{M} - \dot{\Omega} + \dot{\omega}) - m\dot{\theta}, \\ \dot{\Phi}_5 &= u\dot{M} + m(-\dot{\omega} + 2\dot{\Omega} - \dot{\theta})\end{aligned}\tag{1}$$

соответствующие им критические аргументы записутся как

$$\begin{aligned}\Phi_1 &= u(M + \omega + \Omega) - m\theta, \quad \Phi_2 = u(\omega + M) + m(\Omega - \theta), \\ \Phi_3 &= uM + m(\omega + \Omega - \theta), \quad \Phi_4 = u(M - \Omega + \omega) - m\theta, \\ \Phi_5 &= uM + m(-\omega + 2\Omega - \theta)\end{aligned}\tag{2}$$

В формулах (1) и (2) все обозначения элементов орбит общепринятые, $M = M_0 + n(t - t_0)$, где n – среднее движение объекта, θ – звездное время. Вековые частоты в движении спутника $\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{J_2} + \dot{\Omega}_L + \dot{\Omega}_S$, $\dot{\omega} = \dot{\omega}_{J_2} + \dot{\omega}_L + \dot{\omega}_S$ здесь и далее вычисляются в процессе численного моделирования по формулам Ньютона–Эйлера [7].

Вторичные орбитальные резонансы, связанные со световым давлением. Как было установлено в [8] при учете светового давления в возмущающей функции появляются два члена типа

$$\cos(2\psi + \lambda_{\odot}), \cos(2\psi - \lambda_{\odot}),$$

где $\lambda_S = \Omega_S + \omega_S + M_S$ – средняя долгота Солнца. Это приводит к возникновению дополнительных резонансов в критических аргументах, в которых появляется член $\pm\lambda_S$.

Вековые резонансы. Характеристики вековых и полувековых резонансов извлекаются [9] из аргумента однократно и двукратно осредненной возмущающей функции. Методика, изложена в работах [6]. Здесь будет рассматриваться только наиболее влиятельный из апсидально-нодальных резонансов геометрический резонанс Лидова–Козаи, трактуемый как $\underline{\Psi} = \dot{\pi} \pm \dot{\Omega} = \dot{\omega} \approx 0$ [6].

Численные результаты. Для выяснения распространенности появления вторичных орбитальных резонансов под действием светового давления был проведен численный эксперимент по исследованию областей действия ряда орбитальных резонансов различных порядков. Список рассмотренных резонансов приведен в таблице 1. Здесь a – среднее значение большой полуоси рассматриваемой области. В процессе численного моделирования учитывались возмущения от гармоник геопотенциала до 10 порядка и степени, влияние Луны и Солнца, рассматриваемых как материальные точки, возмущение от светового давления. Парусность γ модельных объектов принималась равной $\gamma = A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$ где A – площадь миделевого сечения объекта, а m – его масса. Интегрирование осуществлялось на 100-летнем интервале времени, интегратором высокого порядка. Шаг выдачи результатов по большой полуоси и наклонению для каждой области подбирался отдельно. Рассматривался диапазон наклонений от 0 до 180 градусов

Таблица 1 – Рассмотренные орбитальные резонансы

$u : m$	$a, \text{ км}$	Порядок $u + m$	$u : m$	$a, \text{ км}$	Порядок $u + m$	$u : m$	$a, \text{ км}$	Порядок $u + m$
1:2	26559	3	2:3	32130	5	2:5	22856	7
3:5	29950	8	3:7	23932	10	3:8	21893	11
4:7	28991	11						

Приведем ряд примеров. На рисунках 1 – 3 зоны либрации обозначены светло зеленым цветом, зоны, в которых критический аргумент переходит от либрации к циркуляции серым цветом, а зоны циркуляции, то есть отсутствия резонанса, белым.

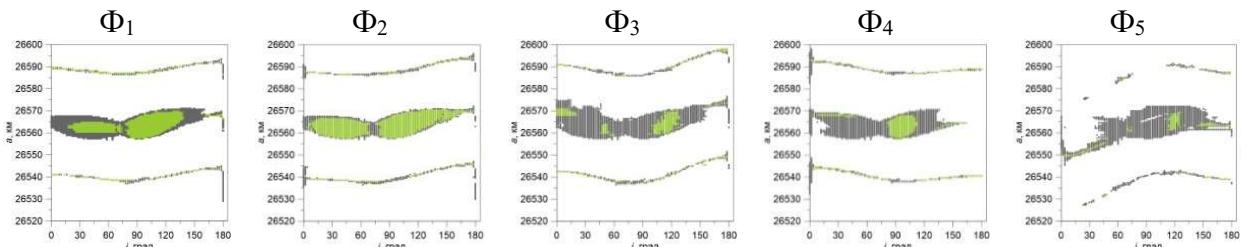


Рисунок 1. Характеристики критических аргументов орбитального резонанса 1 : 2 и его вторичных резонансов.

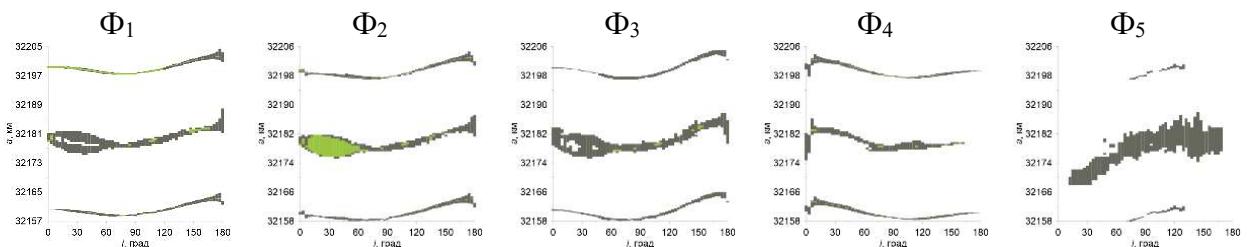


Рисунок 2. Характеристики критических аргументов орбитального резонанса 2 : 3 и его вторичных резонансов

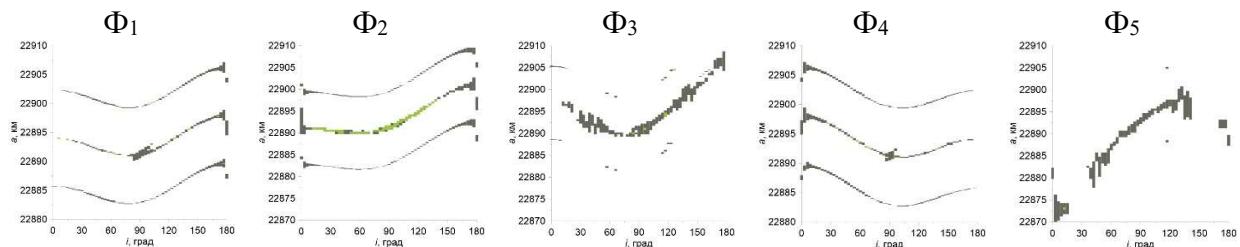


Рисунок 3. Характеристики критических аргументов орбитального резонанса 2 : 5 и его вторичных резонансов

Кроме того, в докладе представлена карта распределения всех рассмотренных резонансов, включая вековой резонанс Лидова-Козаи, в зоне функционирования глобальных навигационных спутниковых систем. Карта показывает, что эта зона весьма плотно покрыта резонансами. Этот факт необходимо учитывать при выборе орбит утилизации отработавших объектов навигационных систем.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSWM-2024-0005).

Исследование выполнено с использованием суперкомпьютера "СКИФ Cyberia" Томского государственного университета.

Литература

1. Александрова А.Г., Попандопуло Н.А., Авдюшев В.А., Кучерявченко Н.А., Бордовицына Т.В. Численная модель движения искусственных спутников Земли// Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2023. № 86. С. 5-20.
2. Попандопуло Н.А., Александрова А.Г., Бордовицына Т.В. К обоснованию численно-аналитической методики выявления вековых резонансов // Известия вузов. Физика. 2022. 65 (6). С. 47–52.
3. Allan R.R. Resonance effects due to the longitude dependence of the gravitational field of a rotating primary // Planetary and Space Science. 1967. 15. P. 53–76.
4. Allan R.R. Satellites resonance with the longitude dependent gravity. II. Effects involving the eccentricity // Planetary and Space Science. 1967. 15. P. 1829–1845.
5. Кузнецов Э.Д., Захарова П.Е., Гламазда Д.В., Шагабутдинов А.И., Кудрявцев С.О. О влиянии светового давления на орбитальную эволюцию объектов, движущихся в окрестности резонансов низких порядков // Астрономический вестник. 2012. 46 (6). С. 480–488.
6. Томилова И.В., Блинкова Е.В., Бордовицына Т.В. Особенности динамики объектов, движущихся в окрестности резонанса 1:3 с вращением Земли // Астрономический вестник. 2019. 53 (5). С. 323–338
7. Небесная механика. Основные методы и задачи. / [Дубошин Г.Н.] – М.: Наука, 1968. – 800 с.
8. Valk S., Delsate N., Lemaître A., Carletti T. Global dynamics of high area-to-mass ratios GEO space debris by means of the MEGNO indicator // Advances in Space Research. 2009. 43. P. 1509–1526.
9. Cook G.E. Luni-Solar Perturbations of the Orbit of an Earth Satellite // Geophysical Journal 1962. 6 (3). P. 271–291.

КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ОБНАРУЖЕНИЯ ДНЕВНЫХ АСТЕРОИДОВ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЛЕЧНЫЙ ПУТЬ – L1» (ПРОЕКТ СОДА)

Шугаров А.С.^{1*}, Дёмин Д.С.², Шустов Б.М.¹

¹ – Институт астрономии РАН, Москва, Россия

² – АО «НПО Лавочкина», Москва, Россия

* shugarov@inasan.ru

Анализ условий опасных сближений (включая столкновения) с Землей малых небесных тел (МНТ) размером от 10 м показывает (см., например, [1]), что на масштабах околоземного космического пространства (ОКП, т.е. околоземной сферы радиусом 1,5 млн км) примерно половина всех МНТ сближается с Землей с дневного неба (со стороны Солнца). Этот вывод подтверждается статистикой болидных событий, регистрируемых с помощью космических средств [2]. В настоящее время в мире нет систем заблаговременного обнаружения МНТ, летящих со стороны Солнца, хотя ведутся разработки предложений по созданию таких средств.

Как отмечалось в [3] для своевременного обнаружения таких МНТ необходимо размещать соответствующие средства обнаружения (телескопы) в космосе.

В России разрабатывается перспективный проект «Млечный путь» системы обеспечения безопасности космической деятельности, в котором, в частности, предлагается создать космическую подсистему обнаружения опасных МНТ, приходящих со стороны дневного неба. Такая подсистема опирается на концепцию системы СОДА (Система Обнаружения Дневных Астероидов), предложенную и развитую в ИНАСАН [3, 4, 5] и результаты ее последующей проработки в АО «НПО Лавочкина». Современное название проекта – «Млечный путь – L1» (МП-L1).

В основе проектного облика СОДА лежит предложение разместить КА в окрестности точки либрации L1 системы Солнце–Земля на расстоянии около 1,5 млн. км от Земли. Принцип работы системы обнаружения опасных МНТ из точки L1 проиллюстрирован на рис. 1. Любое тело, сближающееся с Землей, будет пересекать конический барьер, образуемый перемещаемым по малому кругу полем зрения телескопа. Это не означает, что телескоп будет вращаться, как это принято во многих обзорах со сканирующими инструментами. Перемещение поля зрения будет осуществляться предапертурным управляемым плоским легким зеркалом (зеркалом наведения). Эта современная технология хорошо отработана в ряде других проектов (Электро-Л, МСУ-ГС). Для увеличения темпа обзора и обеспечения требуемой надежности планируется иметь на борту 4 независимых телескопа.

Наблюдения МНТ будут проводиться при благоприятных условиях освещения МНТ, т.е. при оптимальном фазовом угле и относительно небольшом расстоянии между телескопом и наблюдаемым объектом (0,5–2,0 млн. км). При данных условиях задача массового обнаружения декаметровых МНТ может быть решена даже с помощью относительно небольших телескопов видимого диапазона [6]. Это проиллюстрировано на рис. 2, на котором показаны зоны видимости МНТ размером 10 м с альбедо 0,15 при использовании телескопа апертурой 30 см с временем экспозиции 9 с. Зоны видимости 10 м тел из L1 ограничена изофотами с отношением сигнал/шум 9 (пурпурная, гарантированное обнаружение) и 5 (зеленая, приемлемый уровень).

Наличие на борту КА нескольких телескопов с системой быстрого перенацеливания позволит комплексу научной аппаратуры одновременно решать как задачу непрерывного обнаружения объектов в барьерном режиме, так и при необходимости проводить сопровождение до нескольких десятков объектов в сутки с целью максимально точного определения их орбиты и оценки физических характеристик. Наличие нескольких

независимых телескопов на борту обеспечит высокую степень надежности комплекса научной аппаратуры.

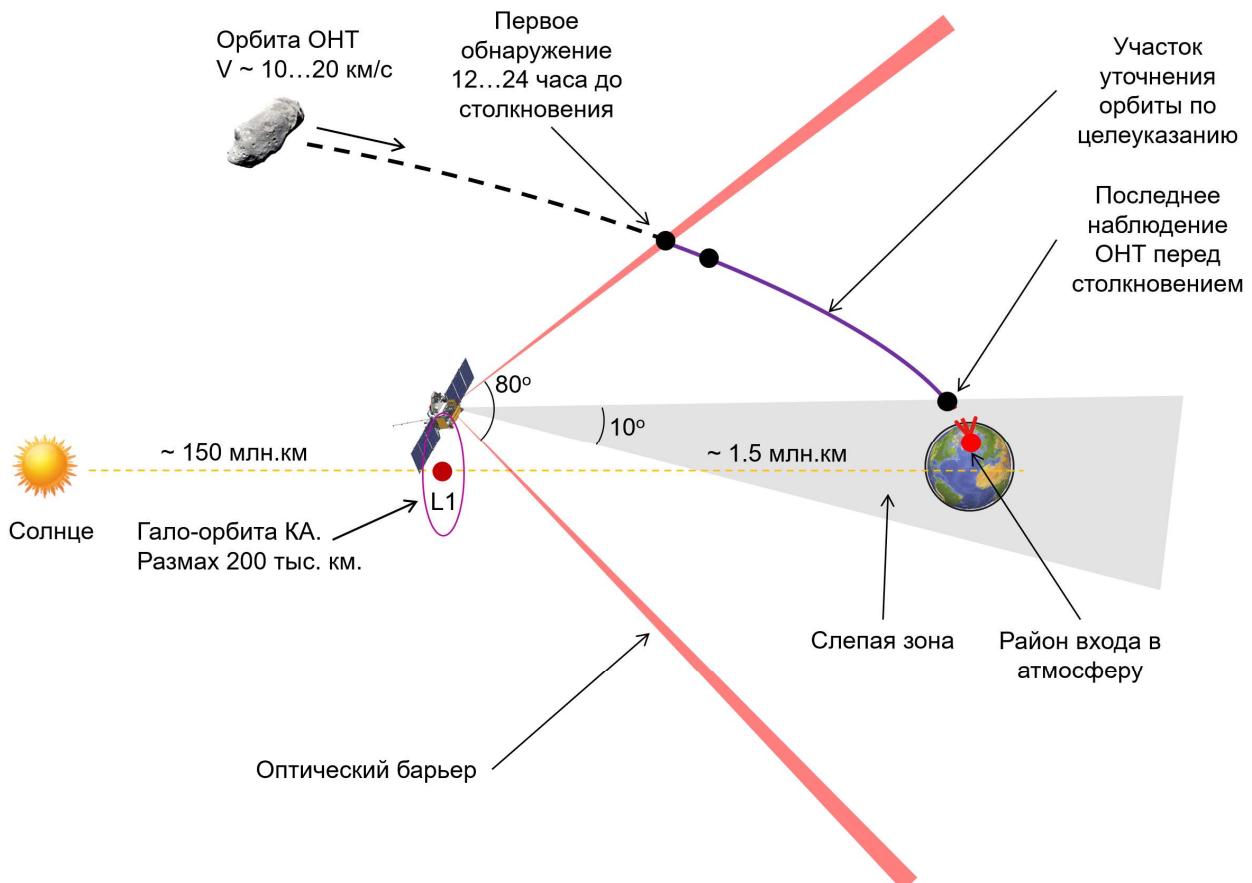


Рисунок 1. Общая схема обнаружения дневных астероидов из точки L1.

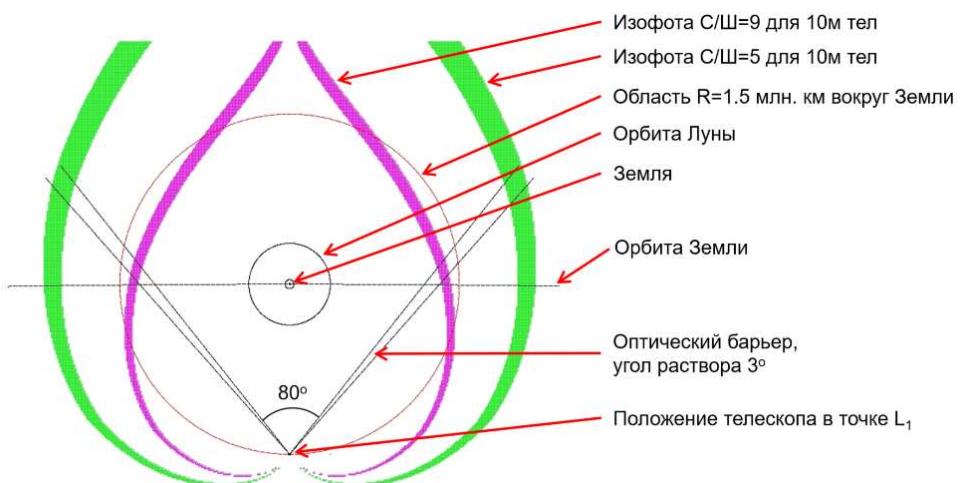


Рисунок 2. Зона видимости 10 м тел из точки L1, апертура телескопа 30 см, экспозиция 9 с.

В ИКИ РАН проработана возможность установки на платформе научной аппаратуры для изучения параметров солнечного ветра и гелиофизических наблюдений. Это существенно увеличивает научное и прикладное значение проекта МП-L1.

Основные параметры системы (МП-L1):

- Система позволит обнаруживать до 95% МНТ размером от ~10 м, входящих в ОКП со стороны солнечной полусфера.

- В случае запуска второго аналогичного КА, например в рамках международной кооперации (КНР, страны БРИКС), точность определения траектории МНТ возрастёт на 1-2 порядка, это особенно важно для столкновительных орбит.
- Проект реализуем на современном уровне российских технологий кроме крупноформатных КМОП для фотоприемных устройств.
- Стоимость научной аппаратуры оценивается как весьма умеренная.
- Проработана возможность установки на платформе научной аппаратуры для изучения параметров солнечного ветра и гелиофизических наблюдений.

Литература:

1. Золотарев Р.В., Шустов Б.М. О параметрах сближений астероидов с Землей // Астрофизический бюллетень. 2024. 79(4). С. 705–713.
2. Bolide airbursts 1994-2013. URL: https://www.esa.int/layout/set/html_npl/ESA_Multimedia/Images/2016/06/Bolide_airbursts_1994-2013 (дата обращения: 23.04.2025).
3. Шустов Б.М., Шугаров А.С., Нароенков С.А., Прохоров М.Е. Астрономические аспекты космических угроз: новые задачи и подходы к проблеме астероидно-кометной опасности после челябинского события 15 февраля 2013 г. // Астрономический журнал. 2015. 92(10). С. 867-882.
4. Шугаров А.С., Шустов Б.М., Нароенков С.А., Зверева М.А. Космическая система обнаружения опасных небесных тел, приближающихся к земле с дневного неба ("СОДА") // Космические исследования. 2018. 56(4). С. 300-310.
5. Shugarov A., Shustov B., Naroenkov S. System of observation of day-time asteroids // Open Astron. 2018. 27. P. 132–138.
6. Шугаров А.С., Шмагин В.Е., Буслаева А.И., Шустов Б.М. Оптический телескоп с полем зрения 3.75° с предапертурным поворотным зеркалом с областью наведения 50°x120° для космической системы обнаружения декаметровых астероидов (проект СОДА) // Научные труды Института Астрономии РАН. 2021. 6(2). С. 60-67.

**ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ МОДЕЛЕЙ ПЛОТНОСТИ АТМОСФЕРЫ
ГОСТ Р 25645.166-2004 И NRLMSISE-00**

Юрасов В.С.^{1*}, Трушкова Е.А.¹

¹ – АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения», Москва, Россия

* astro@npk-spp.ru

Точность прогнозирования движения низкоорбитальных космических объектов (НОКО) напрямую зависит от качества моделей плотности верхней атмосферы. В России для баллистических расчетов традиционно используется модель ГОСТ Р 25645.166-2004 (далее – ГОСТ-2004) [1], тогда как в международной практике широкое распространение получила модель NRLMSISE-00 [2]. Обе модели были разработаны на основе данных о торможении НОКО и акселерометров, полученных до 2000 года. Поэтому актуальным становится вопрос об адекватности применения этих моделей в современных условиях, когда требования к точности прогнозирования значительно возросли в связи с необходимостью обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном космическом пространстве.

Целью данной работы является сравнительная оценка погрешностей моделей ГОСТ-2004 и NRLMSISE-00 на основе данных о торможении НОКО за последние 5 лет – с 2020 по 2024 годы. Для этого использовалась методика оценки вариаций плотности верхней атмосферы [3], которая была предложена в 1980-х годах и модернизирована в начале 2000-х [4-6]. Под вариациями понимаются отклонения реальной плотности атмосферы от значений, рассчитанных по базовой модели.

Согласно этой методике действительное значение плотности атмосферы в некоторой точке пространства \vec{r} в произвольный момент времени t представляется в виде суммы значения $\rho_{\text{model}}(\vec{r}, t)$, рассчитанного по базовой модели, и текущего отклонения от этого расчетного значения $\delta\rho(\vec{r}, t)$:

$$\rho(\vec{r}, t) = \rho_{\text{model}}(\vec{r}, t) + \delta\rho(\vec{r}, t) = \rho_{\text{model}}(\vec{r}, t) \cdot \left(1 + \frac{\delta\rho(\vec{r}, t)}{\rho_{\text{model}}(\vec{r}, t)}\right). \quad (1)$$

При оценке погрешностей моделей плотности усредненные на некотором временном интервале $(t, t + \tau)$ значения $\delta\rho/\rho_{\text{model}}$ рассматривались как некоторая функция высоты

$$\frac{\delta\rho}{\rho_{\text{model}}} (h) = F(h) \quad . \quad (2)$$

Оценки параметров орбиты и баллистического коэффициента k при обработке измерений обеспечивают наилучшее согласие фактической и расчетной траекторий движения центра масс НОКО. Поэтому между вариациями оценок баллистических коэффициентов и вариациями плотности атмосферы существует следующая взаимосвязь

$$\left(\frac{\delta\rho}{\rho_{\text{model}}}\right) \approx \left(\frac{k}{k_{\text{real}}}\right) - 1. \quad (3)$$

Если истинное значение баллистического коэффициента k_{real} известно, то правая часть выражения (3) может рассматриваться в качестве измерения вариации плотности атмосферы на высоте перигея данного НОКО. С учетом выражения (2) массив этих измерений, полученных на интервале времени $(t, t + \tau)$ для разных по высоте НОКО, является статистической основой построения высотного профиля $F(h)$ вариаций плотности атмосферы.

В качестве исходных данных для расчетов были использованы TLE-орбиты [7] по эталонным НОКО с хорошо известными значениями баллистических коэффициентов. Общее число измерений вариаций плотности по этим НОКО составило около 50 тысяч. Путем обработки этих данных оценивались систематические и случайные погрешности расчета плотности для каждой из моделей, ГОСТ-2004 и NRLMSISE-00, и их пространственно-временные зависимости.

Результаты исследования показали, что модели ГОСТ-2004 и NRLMSISE-00 имеют сравнимые по точности характеристики. Эти характеристики не в полной мере удовлетворяют текущим требованиям к прогнозированию движения НОКО. Характерным для обеих моделей является наличие существенных (до 20-30%) систематических ошибок в период низкой солнечной активности и завышенных уровней флуктуационных погрешностей при высокой солнечной активности. Эти обстоятельства указывают на необходимость совершенствования моделей плотности с учетом накопленного за последние 25 лет объема новых измерительных данных и реализации современных подходов к развитию моделей плотности атмосферы. Одним из направлений повышения точности расчета траекторий НОКО может стать, в частности, оперативное отслеживание, оценка и прогнозирование крупномасштабных пространственно-временных вариаций плотности верхней атмосферы и оперативная калибровка моделей верхней атмосферы по данным о торможении низкоорбитальной группировки объектов космического мусора.

Полученные результаты имеют важное практическое значение, поскольку на высотах до 600 км сопровождается до 30% каталогизированных космических объектов. Основной причиной ошибок прогнозирования траекторий этих НОКО является аэродинамическое торможение. Знание характеристик точности моделей плотности атмосферы позволяет более достоверно оценить неопределенности в расчете движения НОКО [8]. Современные требования к точности определения и прогнозирования движения атмосферных НОКО, связанные с обеспечением безопасности космической деятельности, могут быть выполнены только при условии повышения точности используемых моделей верхней атмосферы и регулярного мониторинга вариаций плотности верхней атмосферы.

Литература:

1. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. ГОСТ Р 25645.166-2004. / М: Издательство стандартов, 2004.
2. Picone J. M. et al. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues //Journal of Geophysical Research: Space Physics. 2002. 107(A12). P. SIA 15-1-SIA 15-16.
3. Горохов Ю.П., Назаренко А.И. Методические вопросы построения модели флуктуаций параметров атмосферы // Сб. «Наблюдения искусственных небесных тел». 1982. № 80, Астрономический совет АН СССР.
4. Nazarenko A.I., Yurasov V.S. Atmospheric Density Correction Using Real Orbital Data //Proceedings of the 17th International Symposium on Space Flight Dynamics. 2003. 1. P. 327-342.
5. Cefola P.J., Nazarenko A.I., Proulx R.J., Yurasov V.S. “Atmospheric Density Correction Using Two Line Element Sets as the Observation Data” // AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. 2003. P. AAS 03-626.
6. Yurasov V.S., Nazarenko A.I., Cefola P.J., Alfriend K.T. Density Corrections for the NRLMSIS-00 Atmosphere Model // AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, Copper Mountain. 2005. P. AAS 05-168.
7. Space-Track. URL: <http://www.space-track.org> (дата обращения 15.04.2025).
8. Трушкова Е.А., Юрсов В.С. СУБД-центрический способ идентификации оптических измерений // Научные труды ИНАСАН. 2022. 7(2). С. 157-162.

Оглавление

Организаторы конференции	2
Приветственное слово	3
Олейников И.И. Развитие технического облика системы информационно-аналитического обеспечения безопасности деятельности в околоземном космическом пространстве с учетом динамики изменения обстановки в ОКП	4
Малые тела Солнечной системы	
Адыгезалов Н., Сидоренко В.В. Полуаналитическое исследование вековых эффектов в движении астероидов, являющихся квазиспутниками Земли	6
Баканас Е.С., Бадак Л.А. Возможности применения радиолокационных данных дистанционного зондирования Земли для решения астрономических задач	9
Баканас Е.С., Барабанов С.И. Исследование избранных астероидов, сближающихся с Землей, по данным наблюдений на обсерватории ТФ ИНАСАН в 2024-2025 гг	10
Брыкина И.Г., Егорова Л.А. Аналитическое описание распределений фрагментов по массам и размерам при разрушении тел в космическом пространстве, в атмосфере и в экспериментах	11
Буризода А.М. Комета C/2012 S1 (ISON) и результаты ее наблюдений в Гиссарской астрономической обсерватории	14
Бусарев В.В., Додин А.В., Татарников А.М., Бурлак М.А. Новые методические аспекты спектрофотометрии астероидов, включая АСЗ	15
Бушманова А.И., Ефремов В.В., Попова О.П., Глазачев Д.О., Карташова А.П. Оценка параметров метеороидов потока Персеид на основе моделей аблации	16
Виноградова Т.А., Кузнецов В.Б. Трёхмерная картина изменения элементов орбит астероидов под действием механизма Лидова-Козаи	19
Виноградова Т.А. Видимая звёздная величина астероидов, определяемая разными обсерваториями	21
Галушкина Т.Ю., Летнер О.Н. Исследование структуры возмущений астероидов, сближающихся с Землёй и Юпитером	22
Девяткин А.В., Горшанов Д.Л., Петрова С.Н., Мартюшева А.А., Наумов К.Н., Русов С.А., Алиев А.Х. Исследование астероидов, сближающихся с Землёй, по наблюдения на телескопах Пулковской обсерватории	25
Добрица Д.Б., Гордиенко Е.С., Симонов А.В. Оценка уровня воздействия метеороидов и частиц космического мусора на некоторых траекториях космического полета	28
Еселеевич М.В., Коробцев И.В. Потенциал крупноапертурного широкоугольного телескопа АЗТ-33ВМ в решении задачи обнаружения и мониторинга МНТ	30

Ефремов В.В., Попова О.П., Карташова А.П., Глазачев Д.О., Бушманова А.И.	31
Определение параметров мелких метеорных тел	31
Золотарёв Р.В., Шустов Б.М.	32
О свойствах распределения сближений АСЗ с Землёй	32
Зубко В.А., Эйсмонт Н.А., Федяев К.С.	33
Концепция исследования околоземных астероидов космическим аппаратом, находящимся в орбитальном резонансе с Венерой	33
Иванов А.Л., Иванов В.А.	36
Потенциал малых обсерваторий в решении задачи обнаружения и мониторинга МНТ на примере обсерватории КубГУ	36
Иванюхин А.В.	37
Низкоэнергетический перелёт к сближающемуся с Землёй астероиду	37
Иванюхин А.В., Ивашкин В.В.	39
Метод Охочимского-Егорова для решения задачи Эйлера-Ламберта	39
Измайлов И.С., Ховричев М.Ю., Дроздов Д.С., Павлов С.Р., Короткий С.А.	42
Методы детектирования метеорных явлений для сети мониторинга метеорной активности	42
Ипатов С.И.	45
Обмен веществом между планетами земной группы при выбросе вещества с планет	45
Киселев Н.Н.	48
Поляриметрия – эффективный метод дистанционного зондирования безатмосферных тел Солнечной системы и комет	48
Захарченко В.Д., Коваленко И.Г., Денисов З.А., Акимов П.А.	49
Оценка размеров и форм малых тел Солнечной системы на основе их радиолокационных портретов	49
Коновалова Н.А.	51
Группа метеоритообразующих болидов и трех известных метеоритов с кометными орбитами	51
Кохирова Г.И.	53
Прогресс и проблемы наблюдательной метеорной астрономии	53
Кузнецов В.Б., Чернетенко Ю.А.	54
О возможности определения масс некоторых троянцев Юпитера динамическим методом	54
Кузнецов В.Б.	57
Определение орбит внешних спутников Юпитера	57
Кузнецов С.Ю., Бусарев В.В.	58
Моделирование динамики пылевых частиц в гравитационном и электростатическом поле астероида с учётом сублимации водяного льда	58
Кузнецов Э.Д.	61
Формирование и динамическая эволюция семейств астероидов	61
Медведев Ю.Д.	64
Активные астероиды – источники метеороидов, угрожающих космической деятельности в ОКП	64
Молотов И.Е., Еленин Л.В., Абдельазиз А.М., Мо Ф., Тунгалаг Н.	65
Результаты астероидных исследований в проекте ИСОН в 2024 г.	65
Жабин В.С., Муртазов А.К.	68
Точность и надежность фотометрических измерений в метеорной ПЗС-астрономии	68
Назаров С.В., Чернышев А.С., Кривенко А.С., Харченко А.В.	71
Программное обеспечение для обнаружения, астрометрии и фотометрии астероидов	71

Наливкин М.А., Шмагин В.Е., Ибрагимов М.А., Шугаров А.С.	74
Мультиапертурные телескопы ИНАСАН для целей АКО	
Наливкин М.А., Нароенков С.А., Ибрагимов М.А., Карташова А.П.	76
Мультиапертурные фотометрические телескопы ИНАСАН	
Нарзиев М.	78
Зависимость шкалы радиовеличины от скорости метеоров	
Нароенков С.А., Наливкин М.А., Ибрагимов М.А.	79
Телескоп RC-500 Российской-Кубинской обсерватории для задач фотометрии и спектроскопии среднего разрешения	
Николенко И.В., Маслов И.А., Аршинкин С.С.	82
Корреляционная поляриметрия и использование камеры гида для контроля пропускания атмосферы	
Никонов В.И., Буров А.А., Никонова Е.А.	83
Равномоментные системы Рауса и гравитационный потенциал малых небесных тел	
Павлов С.Р., Киселев Н.Н., Жужулина Е.А.	86
Альbedo и размеры АСЗ (1685) Торо, определенные из поляриметрических наблюдений	
Перов Н.И., Костыря Д.О.	88
О миграции комет из межгалактической среды	
Петров Д.В., Жужулина Е.А.	91
Особенности ветви отрицательной поляризации астероидов по данным наблюдений	
Петров Н.А., Кутеева Г.А.	94
Исследование орбит опасных астероидов	
Подобная Е.Д., Попова О.П., Иванов Б.А., Глазачев Д.О.	96
Недавно образованные кратеры на Марсе	
Попова О.П., Подобная Е.Д., Глазачев Д.О.	98
Кластерный анализ недавно образованных марсианских кратерных полей	
Кохирова Г.И., Рахматуллаева Ф.Д.	99
Фотометрические свойства кометы C/2021 S3 (PANSTARRS) по наблюдениям в 2024 г.	
Рева И.В., Кругов М.А., Серебрянский А.В., Айманова Г.К., Шестакова Л.И., Щербина М.П.	102
Наблюдения и исследования АСЗ в АФИФ	
Румянцев В.В., Бирюков В.В.	103
Поляризационная кмоп-камера QHY550p, первый опыт использования в КрАО	
Рябова Г.О.	104
О метеороидной обстановке между Землёй и Венерой	
Сергиенко М.В., Нефедьев Ю.А.	106
Орбитальная эволюция околоземных астероидов, связанных с метеороидным потоком Андromедиды	
Толстой А.Л., Медведев Ю.Д.	109
Построение трехмерной модели формы астероида и ее радиолокационного изображения	
Кузнецов В.Б., Чернетенко Ю.А.	110
Малые возмущения в движении астероидов Главного пояса	
Крячко Т.В., Соловьев В.Я., Шпекин М.И.	113
Опыт астрометрических наблюдений околоземных астероидов на Зеленчукской астрономической станции КФУ	

Шустов Б.М., Золотарёв Р.В., Шугаров А.С.	
Астрономические обоснования организации российской системы обнаружения и мониторинга малых небесных тел	115
Щербина М.П., Киселев Н.Н., Е.А. Жужулина, Карпов Н.В., Шеин А.В., Соколов И., Салахотдинова А.В.	
Поляризационные характеристики, альбедо и размеры астероидов, сближающихся с Землёй, по данным наблюдений в КрАО и обсерватории Пик Терскол	117

Оценка рисков и методы парирования угроз

Батурин А.П.	
Аппроксимация вытянутой вдоль орбиты области возможного движения астероида и оценивание вероятности его столкновения с Землёй	121
Глазачев Д.О., Попова О.П., Подобная Е.Д., Шувалов В.В., Артемьева Н.А., Светцов В.В., Хазинс В.М.	
Калькулятор оценки последствий столкновений астероидов и комет с Землёй	122
Жумагулов А.Е., Серебрянский А.В., Рева И.В., Воропаев В.А.	
Статистический анализ ситуации на геостационарных орbitах	123
Клюшников В.Ю., Пеньков М.М.	
Экономическая интерпретация синдрома Д.Кесслера	126
Савельев М.И.	
Фундаментальные и научно-прикладные аспекты реагирования на астероидно-кометную опасность	127

Искусственные тела в околоземном пространстве

Агапов В.М.	
Использование возможностей современных оптико-электронных средств мониторинга ОКП для формирования и поддержания высокоточного орбитального каталога низкоорбитальных космических объектов	130
Бахтигараев Н.С., Левкина П.А., Чазов В.В.	
Изменения параметров орбит либрационных фрагментов космического мусора по наблюдениям на Терскольской обсерватории	131
Сидоренко В.В., Егорова Е.С.	
Эволюция вращательного движения спутника AJISAI	132
Кокина Т.Н., Мендоса Д.А., Селая Р., Кокина Е.Д., Абундис У.	
Результаты участия Центра Астрономии Университета Синалоа в исследовании космического мусора и работе по поиску астероидов, сближающихся с Землей, как члена Сети оптических наблюдений НСОИ АФН	133
Колесса Е.А., Колесса А.Е.	
Простой алгоритм отбраковки пар оптических треков неизвестных космических объектов – кандидатов на идентификацию	134
Комков А.В.	
К вопросу определения вектора состояния космического аппарата по сигналам от одного навигационного спутника	137
Коробцев И.В., Мишина М.Н., Горяшин В.Е.	
Оптические наблюдения космического мусора, образовавшегося в результате разрушения геостационарного КА «ИНТЕЛСАТ-33E»	140
Левкина П.А., Чувашов И.Н.	
Долговременная орбитальная эволюция неконтролируемых объектов геостационарной области	141
Молотов И.Е., Еленин Л.В.	
База данных ИСОН по объектам космического мусора	142

Санникова Т.Н.	
OREKIT: влияние формы BoxAndSolarArraySpacecraft на точность эфемериды в сравнении со сферической формой объекта космического мусора	145
Серебрянский А.В., Айманова Г.К., Кругов М.А., Омаров Ч.Т.	
Спектральные наблюдения геостационарных спутников в Казахстане	147
Усовик И.В.	
Текущее состояние и прогноз техногенного засорения околоземного космического пространства, перспективы решения проблемы космического мусора	150
Методы исследования околоземного пространства	
Захарченко В.Д., Коваленко И.Г., Бондарь Ю.А.	
Влияние геометрии малых небесных тел сложной формы на профиль спектра доплеровского сигнала	154
Вениаминов С.С., Ремень Б.А.	
Сравнительный анализ различных подходов к вскрытию структурных закономерностей некоторых астрономических процессов	157
Дёмин Д.С., Косенкова А.В.	
Проектный облик космического аппарата системы «Млечный путь»	158
Казанцева Е.О., Бондаренко Ю.С., Маршалов Д.А.	
Определение местоположения посадочного модуля Blue Ghost M1 на поверхности Луны по радиоинтерферометрическим измерениям	161
Класс Е.В., Ульянов С.А.	
Модель оценки блеска космических аппаратов за счет солнечного излучения, отраженного от поверхности Земли	162
Лукьянов А.П., Пругло А.В., Равдин С.С., Гундрова Е.И.	
Поиск оптическими средствами низкоорбитальных космических объектов, совершивших маневр	165
Лукьянов А.П., Пругло А.В., Равдин С.С., Гундрова Е.И.	
Уточнение фотометрической модели тусклых искусственных космических объектов и практические предложения по ее внедрению	167
Омельчук А.А., Рубан Д.В., Поташов С.Ю.	
Реализация алгоритма стереоскопического зрения для автономных робототехнических систем	169
Вениаминов С.С., Гололобов И.Л., Поздняков А.Ю., Шалдаев С.Е., Шатов П.В.	
О степени доверия к результатам моделирования в исследованиях техногенного засорения космоса	172
Прохоров М.Е., Захаров А.И., Крусанова Н.Л., Мошканев В.Г., Тучин М.С.	
Устранение эффекта временного параллакса при съемке подвижных объектов на КМОП-матрицах в режиме rolling shutter	173
Саква Н.В.	
Анализ некоординатной информации об околоземных космических объектах по результатам телескопических наблюдений	176
Самыловский И.А.	
Планирование съемки космических объектов с наноспутников	177
Уфимцев А.В.	
Разработка манипулятора для малого космического аппарата	179
Вениаминов С.С., Гололобов И.Л., Поздняков А.Ю., Шалдаев С.Е., Шатов П.В.	
Безопасность космического движения, управление им и его информационное обеспечение	182

Вениаминов С.С., Шатов П.В., Поздняков А.Ю.	
О возможности обобщения понятия эфемериды (целеуказания) при решении проблемы обнаружения КО	183
Шафоростов Т.В., Томилова И.В., Бордовицьна Т.В.	
Анализ резонансной структуры области функционирования глобальных навигационных спутниковых систем	184
Шугаров А.С., Дёмин Д.С., Шустов Б.М.	
Комплекс научной аппаратуры обнаружения дневных астероидов космического аппарата «Млечный путь – L1» (проект СОДА)	187
Юрасов В.С., Трушкова Е.А.	
Оценка погрешностей моделей плотности атмосферы ГОСТ Р 25645.166-2004 И NRLMSISE-00	190