

УДК 521.1, 521.182

УСОВЕРШЕНСТВОВАННАЯ ЧИСЛЕННАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ И ЕЕ ПРИМЕНЕНИЕ В ИССЛЕДОВАНИИ ОСОБЕННОСТЕЙ ДИНАМИКИ ОКОЛОЛУННЫХ ОБЪЕКТОВ

© 2024 г. Н. А. Попандопуло^{а,*}, А. Г. Александрова^а, Н. А. Кучерявченко^а,
Т. В. Бордовицына^{а,**}, Д. С. Красавин^а

^аТомский государственный университет, Томск, Россия
e-mail: *nikas.popandopulos@gmail.com; **bordovitsyna@mail.ru

Поступила в редакцию 14.04.2024г.

После исправления 27.04.2024 г.

Принята к публикации 11.06.2024 г.

В работе описаны усовершенствования, внесенные авторами, в опубликованную ранее Численную модель движения искусственных спутников Луны (ИСЛ). Представлены результаты исследования особенностей динамики окололунных объектов, полученные путем численного моделирования. Показано, что выявленная рядом авторов короткая продолжительность жизни низколетящих объектов на орбитах объясняется исключительно влиянием сложного гравитационного поля Луны, прежде всего радиальной составляющей силы, действующей на спутники. Рассмотрены особенности влияния светового давления (СД) на окололунные объекты. Показано, что СД расширяет область действия апсидально-нодальных резонансов, возникающих в движении окололунных объектов.

Ключевые слова: динамика окололунных объектов, численное моделирование движения, продолжительность жизни объектов, влияние светового давления

DOI: 10.31857/S0320930X24060139, EDN: NGVXCS

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее исследование является продолжением наших работ (Попандопуло и др., 2022а; 2022б), в которых представлены описание Численной модели движения искусственных спутников Луны (ИСЛ), разработанной авторами, и результаты исследования ряда особенностей динамики объектов в окололунном пространстве. Было проведено численное моделирование движения 5180 объектов, равномерно распределенных в окололунном пространстве. Показано, что в ряде областей окололунного пространства время жизни ИСЛ на орбитах весьма мало в зависимости от выбора начального значения большой полуоси и наклона.

Следует сказать, что в области исследования динамики окололунных объектов сделано уже достаточно много. Построены модели гравитационного поля Луны (Konopliv и др., 2001; Goossens и др., 2020), разработаны численные модели движения искусственных спутников Луны (ИСЛ) (Song и др., 2010; Condoleo, 2017), рассмотрены основные особенности движения ИСЛ (Wang, Liu, 2005; Gonçalves и др., 2015; Gordienko и др., 2017). Тем не менее вопросы, требующие тщательного рассмотрения, еще остаются. Среди них проблема необычного поведения низколетящих окололунных объектов. Проведенное в нашей работе (Попандопуло и др., 2022а) исследование продолжительности жизни объекта на орбите и роста

эксцентриситета в зависимости от начального положения спутника показало, что при учете полного гравитационного поля Луны у низколетящих объектов при определенных значениях наклона наблюдается короткая продолжительность жизни. На существование этой зависимости указывают многие авторы (Wang, Liu, 2005; Ramanan, Adimurthy, 2005; Gupta, Sharma, 2011). В настоящей работе мы представляем результаты детального исследования проблемы и пытаемся выяснить причины этого явления.

В работе (Попандопуло и др., 2022б) представлены результаты выявления вековых и полuveковых резонансов, действующих на искусственные спутники Луны. Даны карты распределения выявленных вековых резонансов по большой полуоси и наклону. При этом учитывались только гравитационные взаимодействия, т.е. влияние гравитационного поля Луны и притяжения Земли и Солнца, рассматриваемых как материальные точки. Влияние светового давления (СД) в этой работе не учитывалось. В данной статье мы расширяем область исследования путем введения в рассмотрение особенностей воздействия СД на динамику окололунных объектов. При анализе результатов численного моделирования для классификации устойчивых и неустойчивых резонансов различных типов использовалась обученная искусственная нейронная сеть (ИНС) (Красавин и др., 2021).

В работах (Valk и др., 2009; Belkin, Kuznetsov, 2021; Блинкова, Бордовицына, 2022) показано, что СД может очень значительно влиять на структуру резонансов конкретного объекта, а соответственно, и на его долговременную орбитальную эволюцию. Здесь мы представляем оценки этого влияния на окололунные объекты.

Кроме того, в данной работе описан ряд модификаций Численной модели движения ИСЛ, расширяющих ее возможности.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ

Описание математического аппарата, лежащего в основе Численной модели движения ИСЛ, дано в нашей работе (Попандопуло и др., 2022а). С момента создания данная модель претерпела две значительные модификации.

1. Новая версия Численной модели движения ИСЛ теперь реализована не только на обычных пользовательских компьютерах, но и на суперкомпьютере СКИФ Cyberia Томского государственного университета. Использование суперкомпьютера позволяет применять распределенные вычисления, что, в свою очередь, значительно сокращает время расчетов и дает возможность обрабатывать большее число данных.

2. Новая версия имеет пользовательский интерфейс, что значительно упрощает ее применение внешними пользователями.

Распараллеливание

В последней версии программного комплекса реализован вариант распараллеливания расчетов таким образом, чтобы на каждом ядре выполнялось прогнозирование движения только одного объекта. После считывания начальных данных спутников ядро с нулевым номером назначает остальным ядрам задачу прогнозирования движения объекта. Каждое ядро осуществляет интегрирование уравнений движения только для одного объекта, при этом на данном этапе часть спутников остается незадействованной, если общее число объектов превышает количество выделенных на суперкомпьютере ядер. Далее освободившееся от расчетов ядро проверяет наличие незанятых объектов, и получает сведения о следующем незадействованном объекте, если таковой имеется, и работает с ним. Данный процесс вычисления эфемерид и распределения ядер по спутникам продолжается, пока не закончатся номера объектов для расчетов. Данный способ вычислений освобождает пользователя от ряда недостатков совместного интегрирования на одном ядре уравнений движения для нескольких спутников: длительного простаивания незанятых ядер и некорректного выбора шага интегрирования для группы объектов со своими особенностями динамики. Описанный способ распараллеливания выбран, поскольку он показал свою эффективность за счет более рационального использования ядер кластера при реализации Численной модели движения искусственных спутников Земли (ИСЗ) в среде параллельных вычислений. Схема данного способа распределенных вычислений, а также оценки эффективности по сравнению с методом расчета объектов пучками приведены в нашей работе (Александрова и др., 2021).

Интерфейс

В первых версиях Численной модели движения ИСЛ взаимодействие с пользователем осуществлялось с помощью входного файла (рис. 1), что не редко служило причиной ошибок, из-за некорректно заполненных входных данных, а также являлось неудобным инструментом для взаимодействия с программой. В связи с этим программный комплекс был дополнен пользовательским интерфейсом.

Основной интерфейс представлен на рис. 2а. Как видно из рис. 2а, модель позволяет учитывать следующие факторы, оказывающие влияние на движение ИСЛ: гармоника селенопотенциала до 1199 порядка и степени; гравитационные влияния Земли и Солнца, рассматриваемых как материальные точки; приливы, а также СД. Стоит отметить, что возможен выбор модели селенопотенциала (рис. 2б): LP100J, LP150Q, LP165P, GRAIL1199 (Konopliv и др., 2021; Spherical Harmonic ASCII Model, 2021a; 2021b).

Пользователь самостоятельно определяет, какие возмущения необходимо учитывать при

решении поставленной задачи, в зависимости от целей моделирования и необходимой точности прогноза, поставив галочку напротив выбранных им возмущающих факторов, как это показано на рис. 2а.

Пользователь должен задать начальный и конечный моменты прогноза движения ИСЛ, при этом выдача полученных данных в файл возможна с любого момента внутри выбранного временного интервала. По умолчанию начальные моменты выдачи и прогноза совпадают. Шаг выдачи рассчитываемых данных можно задать двумя способами, либо в секундах, либо в числе оборотов (период вычисляется для каждого окололунного спутника программой).

Начальные параметры ИСЛ, такие как масса, площадь миделева сечения, стартовые координаты и скорости или стартовые орбитальные элементы, задаются в соответствующем окне (рис. 2 и рис. 3).

Пользователь может заполнить поле с начальными параметрами двумя способами: вставить параметры объектов непосредственно в это окно, либо нажать кнопку Заполнить из файла и указать путь до нужного файла с таким же форматом данных. При нажатии на знак вопроса поверх

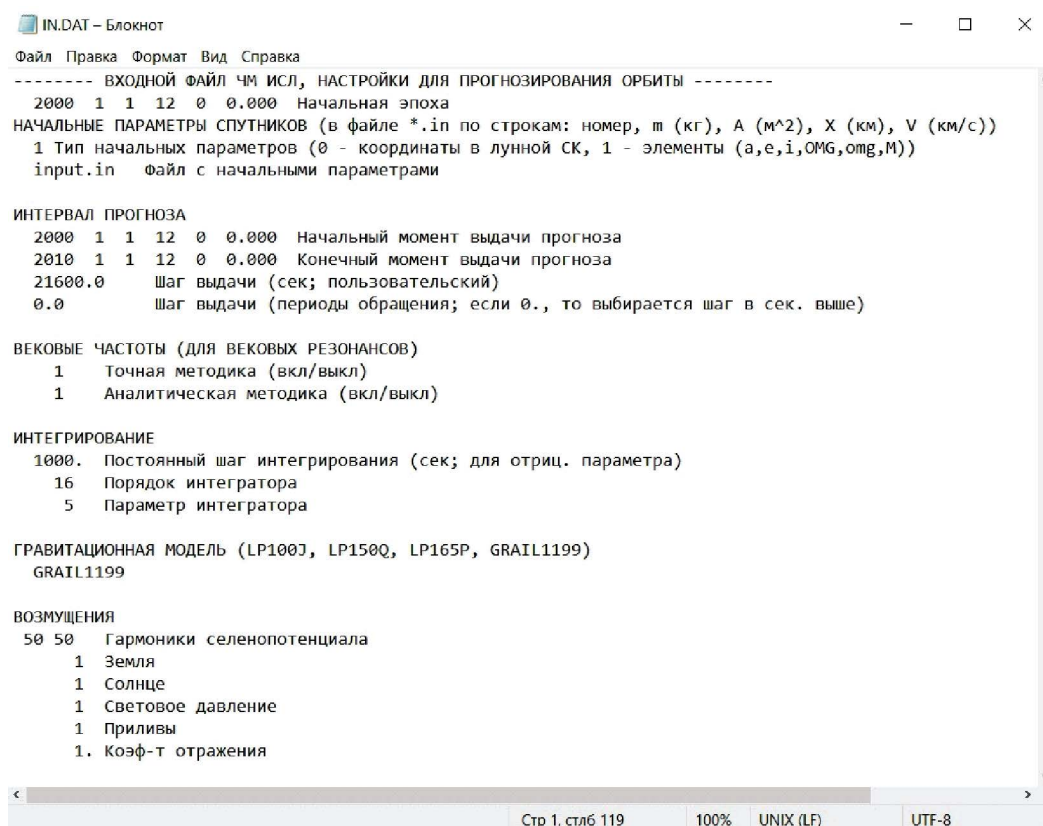


Рис. 1. Входной файл первой версии Численной модели движения ИСЛ.

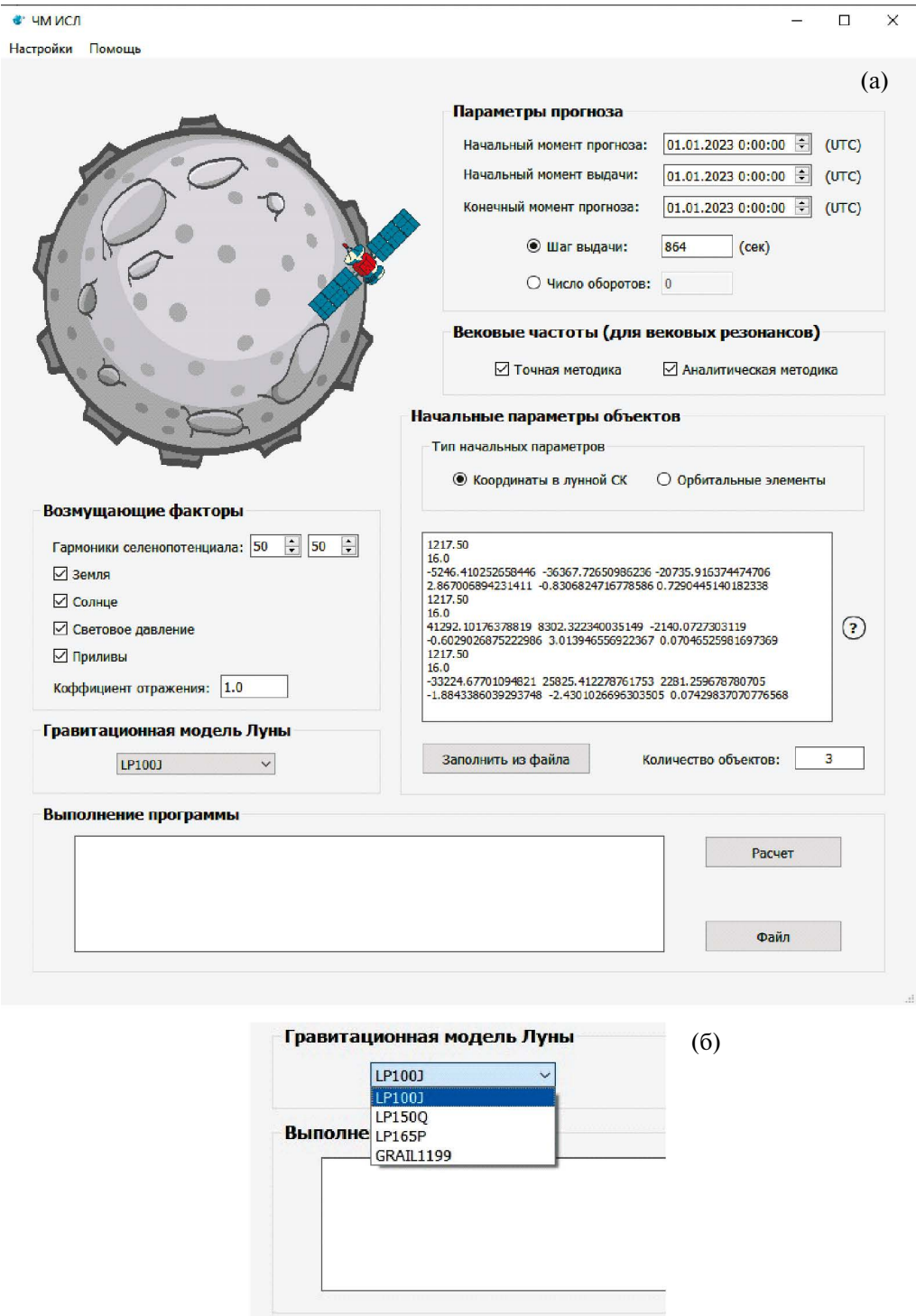


Рис. 2. Интерфейс Численной модели движения ИСЛ: (а) – основной интерфейс; (б) – выбор модели селенопотенциала.

Пример описания параметров объекта

Координаты в лунной СК

1217.50
16.0
-5246.410252658446 -36367.72650986236 -20735.916374474706
2.867006894231411 -0.8306824716778586 0.7290445140182338

Орбитальные элементы

1217.50
16.0
25509.127056732799 1.733951267945E-03 64.644428234980608
140.18628008960521 253.92773383828082 262.88845582523623

Обозначения

1217.50	Масса "m", кг
16.0	Миделево сечение "A", м ²
-5246.410252658446	Координата "X", км
-36367.72650986236	Координата "Y", км
-20735.916374474706	Координата "Z", км
2.867006894231411	Компонент скорости "Vx", км/с
-0.8306824716778586	Компонент скорости "Vy", км/с
0.7290445140182338	Компонент скорости "Vz", км/с
25509.127056732799	Большая полуось "a", км
1.733951267945E-03	Эксцентриситет "e"
64.644428234980608	Наклонение "i", град.
140.18628008960521	Долгота восходящего узла "Ω", град.
253.92773383828082	Аргумент перигея "ω", град.
262.88845582523623	Средняя аномалия "M", град.

OK

Рис. 3. Пояснение к заполнению поля Начальные параметры объектов.

стартового окна выдается окно с пояснениями и примером заполнения стартового поля (рис. 3). После введения начальных параметров, если все задано верно, под окном ввода появится число, отражающее количество объектов.

После задания всех необходимых для корректной работы программы данных возможно либо запустить расчеты, нажав кнопку Расчет, либо, если необходимо спрогнозировать

динамическую эволюцию большого числа объектов и целесообразно использование параллельных вычислений, сгенерировать файл для запуска модели на кластере Скиф Cyberia, нажав соответственно на кнопку Файл.

В последнюю версию Численной модели движения ИСЛ была добавлена возможность в процессе численного интегрирования вычислять вековые частоты объекта, необходимые

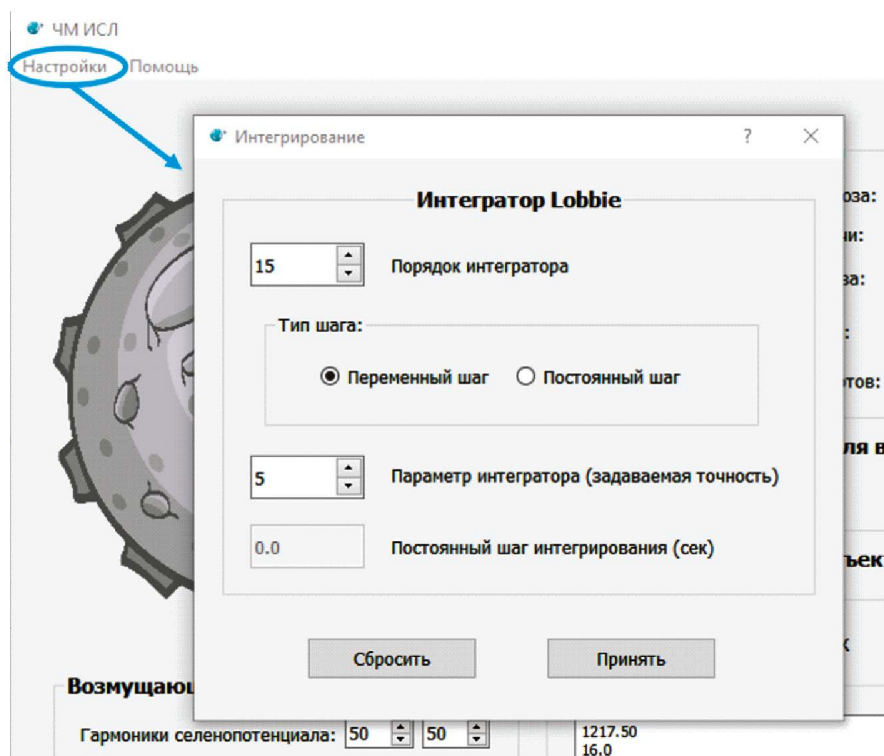


Рис. 4. Настройка интегратора численной модели.

при исследованиях влияния вековых резонансов на спутниковую динамику. Для этого в стартовом окне интерфейса (рис. 2) до запуска программы необходимо выбрать соответствующие опции расчета: точная (численная) методика или аналитическая, либо обе в зависимости от задач, их подробное описание, включая используемый математический аппарат, изложены в наших работах (Попандопуло и др., 2022б; 2022в). Как показали наши последние исследования (Попандопуло и др., 2022в), наиболее оптимальным для анализа резонансной динамики является рассмотрение сразу численной и аналитической методик, поскольку каждая из них имеет недостатки, которые устраняются при совместном использовании.

Интегратор

Совместно с уравнениями движения в Численной модели движения ИСЛ интегрируются уравнения для вычисления осредненного параметра MEGNO, который позволяет судить о хаотичности движения космических объектов (Александрова и др., 2017; Valk и др., 2009). В связи с необходимостью интегрирования решать смешанные системы дифференциальных

уравнений первого и второго порядков, которые необходимы для определения MEGNO, в программном комплексе используется новый эффективный коллокационный интегратор Lobbie (Авдюшев, 2020; 2022; Александрова и др., 2021). Помимо возможности интегрирования смешанные системы дифференциальных уравнений, новый интегратор имеет более высокую эффективность для работы с сильно вытянутыми эллиптическими орбитами.

Численная модель движения ИСЛ позволяет задать следующие параметры интегрирования: порядок и параметр интегратора, а также шаг интегрирования. Для этого необходимо нажать на стартовом окне кнопку Настройки (рис. 4). (На рис. 4 показан фрагмент стартового окна с указанной кнопкой и окно настройки интегратора, вызываемое ее нажатием.) При этом если выбран переменный шаг интегрирования, программа предложит задать параметр интегратора, отвечающий за допустимую точность, а в случае постоянного шага необходимо задать размер шага интегрирования в секундах.

При проведении исследований, описанных в последующих разделах, использовались следующие настройки интегратора: порядок, равный 16, а допустимая точность — 10^{-6} км.

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ДИНАМИКИ НИЗКОЛЕТЯЩИХ ИСЛ

Исследования особенностей динамики объектов на низких окололунных орбитах проводились путем численного моделирования. В расчетах была использована усовершенствованная Численная модель движения ИСЛ (ЧМД ИСЛ), описанная выше.

В качестве полного гравитационного поля Луны в работе используется гравитационная модель GRAIL1199 с учетом гармоник до 50 порядка и степени. Данный выбор обусловлен результатами, представленными на рис. 5. Был выбран модельный объект с высотой полета 100 км над поверхностью Луны и почти круговой полярной орбитой. Эксперимент проведен путем варьирования порядка и степени селенопотенциала и фиксирования момента столкновения с поверхностью Луны (время жизни объекта). На рисунке показано, что влияние гармоник гравитационного поля на время жизни низколетящего окололунного объекта, начиная с 47 порядка и степени, незначительно.

В целом наиболее существенное влияние на динамику низколетящих объектов оказывает гравитационное поле Луны. Как показали наши

оценки (Попандопуло и др., 2022а), влияние Земли и Солнца на продолжительность жизни объекта мало. Поэтому в расчетах движения низколетящих объектов будем ограничиваться только учетом влияния гравитационного поля Луны.

Известно (Song и др., 2010; Gupta, Sharma, 2011; Ramanan, Adimurthy, 2005; Попандопуло и др., 2022а), что на низких высотах большинство окололунных объектов имеют малую продолжительность существования на орбите. При этом время жизни спутника на низкой орбите зависит от конкретного значения наклона орбиты. Приведем оценки продолжительности жизни на орбите для объектов на высоте 100 км над поверхностью, с почти круговой орбитой и наклонами на интервале от 0° до 180° с шагом 0.2° (рис. 6). Данные оценки были получены в одной из наших прошлых работ (Попандопуло и др., 2022а, рис. 6б), но для удобства дальнейшего анализа мы продублировали их в данной работе.

Оценки, приведенные на рис. 6, показывают, что разница в продолжительности жизни на низких орбитах с соседними значениями наклонов может быть значительной. Например, объект с наклоном орбиты, равным 4.0° ,



Рис. 5. Оценки времени существования на круговой полярной орбите с высотой 100 км над поверхностью в зависимости от порядка и степени селенопотенциала.

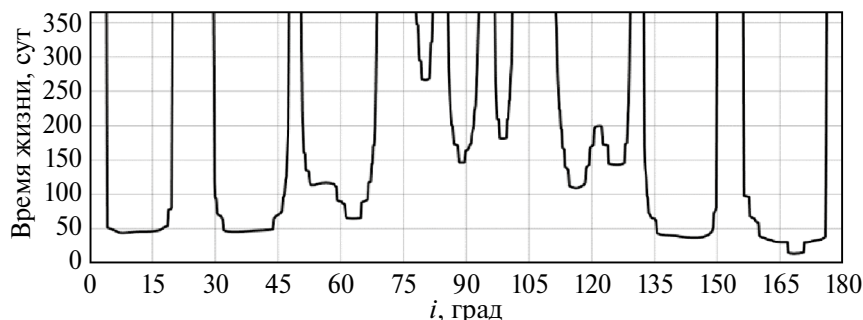


Рис. 6. Зависимость жизни низколетящего спутника на орбите от наклона.

совершает полет более 1 года, а при наклонении, равном 4.2° , — 52.2 сут.

В работе (Попандопуло и др., 2022a) показано, что причиной резкого изменения времени жизни на орбите при изменении ее наклонения является изменение максимального значения эксцентриситета, достигаемого за время жизни на орбите. Причем на данной высоте для столкновения объекта с поверхностью Луны достаточно эксцентриситета, примерно равного 0.055.

Для выяснения источника силы, приводящей к таким изменениям, рассмотрим изменение силы гравитационного поля Луны, действующей на объекты на низких высотах в орбитальной системе координат. На рис. 7а представлены оценки изменения силы воздействия гравитационного поля Луны: сверху-вниз по радиальной (S), трансверсальной (T) и бинормальной (W) составляющим орбитальной системы координат,

в зависимости от наклонения орбиты. Здесь же для сравнения приведен график зависимости роста эксцентриситета от наклонения (рис. 7б) (был получен в нашей работе (Попандопуло и др., 2022a)).

Сравнивая графики на рис. 7, можно заметить, что сила, действующая вдоль радиальной составляющей, визуально повторяет график роста эксцентриситета. При этом воздействие по радиальной составляющей превосходит на два порядка проекции силы по трансверсальной и бинормальной составляющим.

Изменения большой полуоси в зависимости от наклонения орбиты в течение полета окололунных низколетающих объектов показаны на рис. 8. Здесь красным цветом показаны минимальные значения большой полуоси, достигаемые в течение продолжительности жизни объекта, а синей линией — максимальное значение.

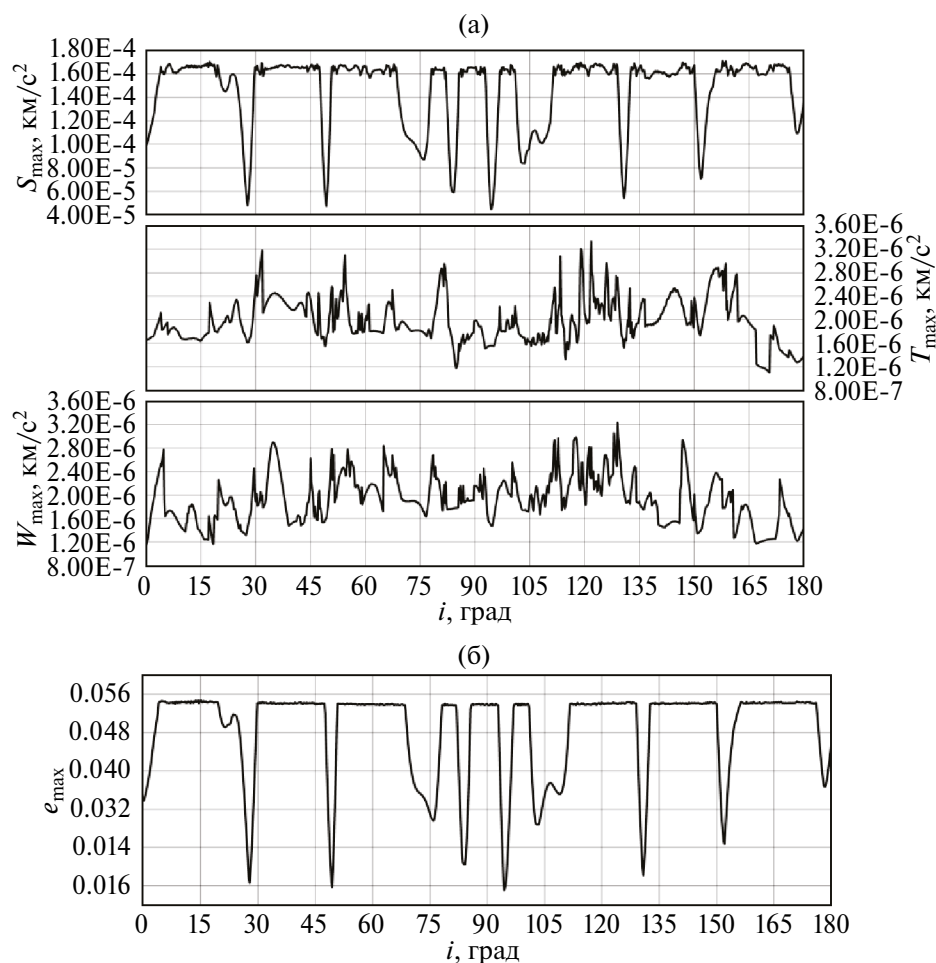


Рис. 7. Зависимости от наклонения: (а) — изменения силы, действующей на высоте 100 км над поверхностью, в орбитальной системе координат; (б) — роста эксцентриситета.

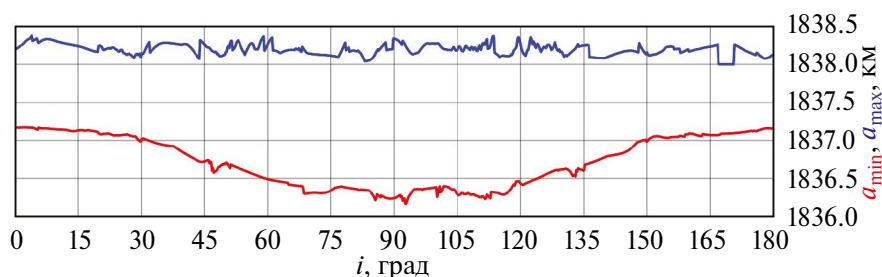


Рис. 8. Зависимость интервала изменения большой полуоси в течение времени жизни на низкой орбите от наклона.

Полученные оценки (рис. 8) показывают, что большая полуось орбиты в зависимости наклона меняется на 1–2 км. Это позволяет сделать вывод, что действие силы вдоль радиальной составляющей приводит к повышению эллиптичности орбиты, но величина большой полуоси меняется незначительно.

Данные, приведенные на рис. 6 и рис. 7, позволяют сделать вывод, что малое время жизни на низких орбитах, вызванное столкновением с поверхностью Луны, происходит вследствие роста эксцентриситета. Причем эксцентриситет орбиты растет под влиянием гравитационного поля Луны, прежде всего радиальной составляющей поля. Эти оценки получены для окололунных объектов с высотой полета, равной 100 км, диапазон изменения больших полуосей показан на рис. 8.

Рассмотрим особенности движения под действием гравитационного поля Луны объектов в окололунном пространстве на интервале больших полуосей от 1800 км до 2500 км с шагом 20 км. Оценки на рис. 9а показывают, что с повышением высоты продолжительность жизни для конкретных интервалов наклонов значительно повышается. Короткое время жизни вызвано ростом эксцентриситета орбиты, показанным на рис. 9б. Особенно это заметно в интервалах критических наклонов с повышением высоты. Рост эксцентриситета, в свою очередь, наглядно можно объяснить влиянием гравитационного поля Луны вдоль направления орты S в орбитальной системе координат. Наблюдается четкая корреляция между рис. 9б и рис. 9в. Любопытно отметить, что на графиках отклонений по трансверсальной и бинормальной составляющим действия силы (рис. 9г и рис. 9д) также наблюдается взаимосвязь с рис. 9а и рис. 9б, но, поскольку величина действия силы по радиальной составляющей преобладает,

можно сделать вывод, что она является главной причиной роста эксцентриситета на низких высотах окололунного пространства и, как следствие, короткой продолжительности жизни низколетящих объектов на орбите.

ОСОБЕННОСТИ ВЛИЯНИЯ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ НА ДИНАМИКУ ОКОЛОЛУННЫХ ОБЪЕКТОВ

Как известно, сила СД способна кардинально менять орбитальную эволюцию объектов с большой парусностью (отношением площади миделева сечения к массе) (Кузнецов, 2011; Кузнецов и др., 2014), а тот факт, что СД влияет на резонансную структуру объекта, был впервые показан теоретически и доказан путем численного моделирования в работе (Valk и др., 2009) на примере появления вторичного тессерального резонанса в движении геостационарного спутника. В работах (Belkin, Kuznetsov, 2021; Блинкова, Бордовицына, 2022) было показано, что структура вековых резонансных возмущений околоземных объектов также меняется под действием СД.

Орбитальных резонансов в окололунном пространстве нет, поэтому будем рассматривать изменение структуры вековых резонансов окололунных объектов под действием СД.

Будем полагать, что на спутник оказывают влияние следующие факторы: сжатие Луны, описываемое второй зональной гармоникой селенопотенциала, притяжение от Земли и Солнца, рассматриваемых как материальные точки, движущиеся по эллипсам с вращающимися линиями аписид и узлов, и СД.

В работах (Valk и др., 2009; Belkin, Kuznetsov, 2022) показано, что введение в возмущающую функцию силы СД дает помимо основного тригонометрического члена с аргументом

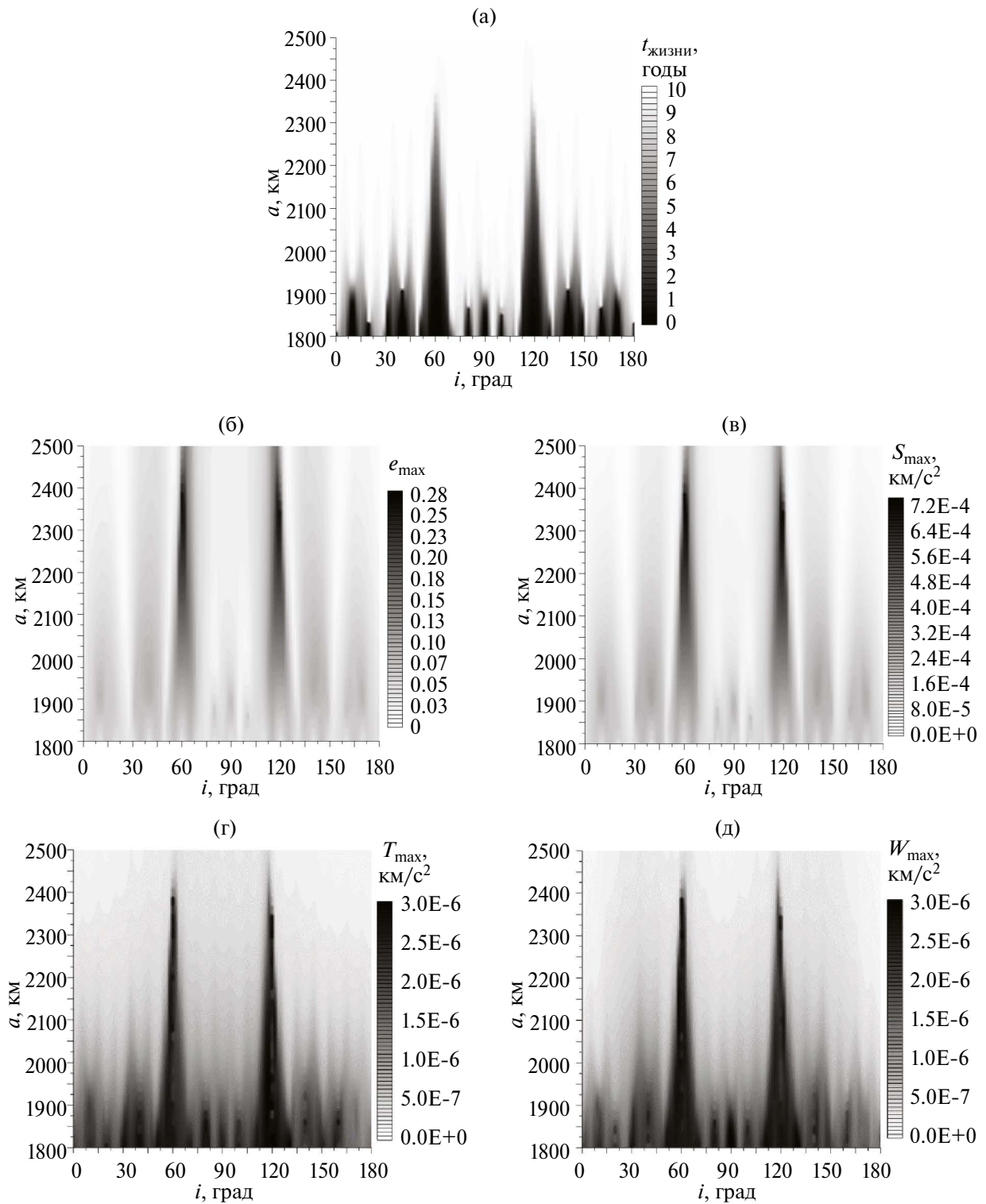


Рис. 9. Зависимости от наклона на низких высотах величин: (а) — время жизни на орбите; (б) — максимальное значение эксцентриситета; (в) — отклонения радиальной составляющей силы; (г) — отклонения трансверсальной составляющей силы; (д) — отклонения бинормальной составляющей силы.

$$\begin{aligned} \psi = (l - 2p' + q')\lambda' - (l - 2p + q)\lambda - q'\varpi' + \\ + q\varpi + (\bar{m} - l + 2p')\Omega' - (\bar{m} - l + 2p)\Omega. \end{aligned} \quad (1)$$

еще два тригонометрических члена с аргументами $\psi \pm \lambda'_s$, где λ'_s – средняя долгота Солнца, определяемая формулой

$$\lambda'_s = M'_s + \Omega_s + \omega_s. \quad (2)$$

В формуле (1) l, p, p', \bar{m}, q' – целочисленные индексы; $\lambda = \varpi + M$, $\lambda' = \varpi' + M'$ – средние долготы спутника и третьего тела, соответственно, $\varpi = \Omega + \omega$, $\varpi' = \Omega' + \omega'$ – долготы перицентра спутника и возмущающего тела. Элементы i, Ω, i', Ω' отнесены к экватору Луны (здесь и далее обозначения элементов орбит общепринятые).

При сделанных предположениях будем иметь аргументы разложения возмущающей функции в однократно осредненной задаче в виде:

$$\begin{aligned} \underline{\psi} = (l - 2p' + q')M' - (l - 2p)\omega + \\ + (l - 2p')\omega' - \bar{m}(\Omega - \Omega'), \\ \underline{\psi} \pm \underline{\lambda}_s = (l - 2p' + q')M' - (l - 2p)\omega + \\ + (l - 2p')\omega' - \bar{m}(\Omega - \Omega') \pm (M' + \Omega' + \omega'), \end{aligned} \quad (3)$$

а в двукратно осредненной задаче они запишутся как

$$\begin{aligned} \underline{\underline{\psi}} = (l - 2p')\omega' - (l - 2p)\omega - \bar{m}(\Omega - \Omega'), \\ \underline{\underline{\psi}} \pm \underline{\underline{\lambda}} = (l - 2p')\omega' - (l - 2p)\omega - \\ - \bar{m}(\Omega - \Omega') \pm (\Omega' + \omega'), \end{aligned} \quad (4)$$

причем

$$\begin{aligned} M' = M'_0 + \bar{n}'(t - t_0), \quad \omega' = \omega'_0 + \dot{\omega}'(t - t_0), \\ \Omega' = \Omega'_0 + \dot{\Omega}'(t - t_0), \\ \omega = \omega_0 + \dot{\omega}(t - t_0), \quad \Omega = \Omega_0 + \dot{\Omega}(t - t_0). \end{aligned} \quad (5)$$

Условие возникновения резонанса может быть представлено следующими выражениями:

$$\dot{\underline{\psi}} \approx 0, \quad \dot{\underline{\underline{\psi}}} \approx 0, \quad 2\underline{\psi} \pm \lambda_s \approx 0, \quad 2\underline{\underline{\psi}} \pm \underline{\lambda}_s \approx 0. \quad (6)$$

Будем называть выражения (6) резонансными соотношениями, а соотношения (3) и (4) резонансными аргументами или критическими углами. Вековые частоты в движении спутника

$$\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{J_2} + \dot{\Omega}_E + \dot{\Omega}_S, \quad \dot{\omega} = \dot{\omega}_{J_2} + \dot{\omega}_E + \dot{\omega}_S \quad (7)$$

определяются влиянием второй зональной гармоник J_2 и притяжением внешних тел Земли (E) и Солнца (S). Подробное описание формул для вычисления величин, входящих в формулы (7), дано в нашей работе (Попандопуло и др., 2022б).

Добавление средней долготы Солнца к критическому аргументу возмущающей функции приводит к появлению совокупности дополнительных вековых резонансов. В упомянутой в предыдущем абзаце работе показано, что полвековые резонансы со средним движением третьего тела в окололунном пространстве отсутствуют, поэтому мы их здесь рассматривать не будем.

Первое слагаемое в (4) дает следующие апсидально-нодальные вековые резонансы первого–четвертого порядков (табл. 1).

Таблица 1. Типы апсидально-нодальных резонансов первого–четвертого порядков

№	Тип резонансного соотношения	№	Тип резонансного соотношения
1	$\dot{\omega}$	6	$(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_E) - \dot{\omega}'_E$
2	$\dot{\omega} + \dot{\omega}'_E$	7	$(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{S,E}) + \dot{\omega}$
3	$\dot{\omega} - \dot{\omega}'_E$	8	$(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{S,E}) - \dot{\omega}$
4	$(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{S,E})$	9	$(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{S,E}) + 2\dot{\omega}$
5	$(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_E) + \dot{\omega}'_E$	10	$(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{S,E}) - 2\dot{\omega}$

Следует отметить, что табл. 1 содержит две совокупности резонансных соотношений. Одна из них связана с прецессией орбиты Земли, которая в случае окололунных объектов является отражением прецессии орбиты Луны. Вторая связана с прецессией орбиты Солнца, которая является отражением прецессии орбиты Земли.

Объекты, подверженные действию резонансов, связанных с прецессией орбиты Земли, будут испытывать только прямое воздействие СД, которое не будет менять структуру их резонансных возмущений.

Влияние СД даст еще две совокупности апсидально-нодальных резонансных соотношений, связанных с прецессией орбиты Солнца, типы которых для низких порядков приведены в табл. 2 и 3.

Таблица 2. Вековые апсидально-нодальные резонансы $\dot{\psi} + \dot{\lambda}$ низких порядков, связанные с прецессией орбиты Солнца, возникающие под действием СД

№	Тип резонансного соотношения	№	Тип резонансного соотношения	№	Тип резонансного соотношения
1	$\dot{\Omega}$	4	$\dot{\Omega} + \dot{\omega}'_s$	7	$\dot{\Omega} + \dot{\omega} + \dot{\omega}'_s$
2	$\dot{\Omega} + \dot{\omega}$	5	$\dot{\Omega} - \dot{\omega}'_s$	8	$\dot{\Omega} - \dot{\omega} + \dot{\omega}'_s$
3	$\dot{\Omega} - \dot{\omega}$	6	$\dot{\omega} + \dot{\Omega}'_s$	9	$\dot{\Omega} + 2\dot{\omega}'_s$

Таблица 3. Вековые апсидально-нодальные резонансы $\dot{\psi} - \dot{\lambda}$ низких порядков, связанные с прецессией орбиты Солнца, возникающие под действием СД

№	Тип резонансного соотношения	№	Тип резонансного соотношения	№	Тип резонансного соотношения
1	$\dot{\omega} - \dot{\Omega}'_s$	3	$(\dot{\Omega} - 2\dot{\Omega}'_s)$	5	$(\dot{\Omega} - 2\dot{\Omega}'_s) + \dot{\omega}'_s$
2	$\dot{\omega} - \dot{\Omega}'_s - \dot{\omega}'_s$	4	$\dot{\omega} - \dot{\Omega}'_s - 2\dot{\omega}'_s$	6	$(\dot{\Omega} - 2\dot{\Omega}'_s) - \dot{\omega}'_s$

Для выявления особенностей влияния СД на окололунные объекты был проведен ниже описанный численный эксперимент.

С помощью ПМО Численная модель движения ИСЛ было проведено моделирование движения 5180 объектов на 10-летнем интервале времени. Начальное положение каждого спутника характеризовалось круговой орбитой и собственными значениями большой полуоси и наклона. Элементы a и i варьировались в диапазонах $a \in [1, 1R_L, 15R_L]$ с шагом $0,1R_L$ и $i \in [0, 180^\circ]$ с шагом 5° (R_L — экваториальный радиус Луны). Учитывались возмущения от гравитационного поля Луны (разложение до 50 порядка и степени), гравитационного притяжения Земли и Солнца, рассматриваемых как материальные точки, и СД.

Основной целью данного численного эксперимента является анализ влияния СД на резонансную структуру окололунных объектов. Для этого была рассмотрена орбитальная динамика ИСЛ со следующими вариациями учета СД в моделировании: отсутствие влияния и с отдельным подключением двух величин парусности A/m , равных 0.1 и 1 м²/кг. Результаты без учета влияния СД уже были получены нами в работе (Попандопуло и др., 2022б), но для удобства сравнения данные оценки продублированы ниже.

Для начала покажем оценки роста эксцентриситета (рис. 10а) и продолжительности жизни (рис. 10б) ИСЛ и их изменение при учете

влияния СД. На левой панели результаты получены без учета СД, на центральной и правой — с учетом СД, но с разными величинами парусности (0.1 и 1 м²/кг соответственно).

Данные на рис. 10 показывают, что влияние СД приводит к росту эксцентриситета орбит на отдельных участках окололунного пространства и соответственно сокращению продолжительности жизни ИСЛ. Как следствие, мы наблюдаем расширение зон с малым временем жизни по мере увеличения парусности, особенно в области низких орбит (рис. 10). Для удобства на рис. 11 показаны графики отличия между результатами роста эксцентриситета и времени жизни, полученными с учетом и без учета СД. Видно, что влияние СД приводит к дополнительному росту эксцентриситета в интервале больших полуосей примерно от 12.5 тыс. км и выше, а также для наклонов, равных интервалу от 0° до 50° и около наклона, равного 140°. Кроме того, можно отметить сокращение времени жизни ИСЛ для орбит с наклонами в окрестности 120°, а также на низких высотах.

Для объяснения причины дополнительного роста эксцентриситета вследствие учета влияния СД обратимся к подходу, примененному в предыдущем разделе по исследованию динамики низколетящих ИСЛ. Оценки влияния возмущения от СД были получены следующим образом. Была рассчитана динамика вышеописанных 5180 окололунных объектов с основным

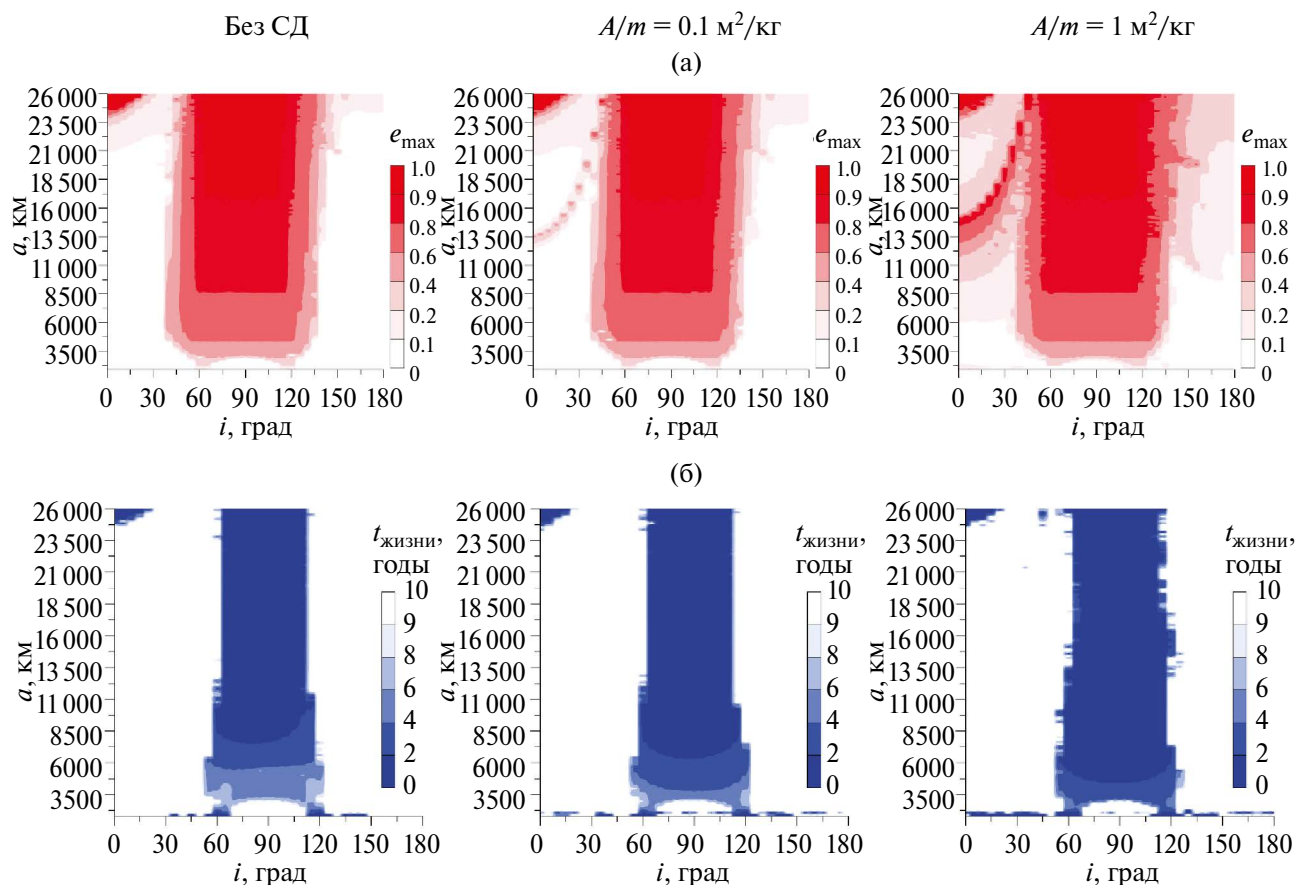


Рис. 10. Влияние СД и селенопотенциала на рост эксцентриситета и продолжительность жизни объектов в окололунном пространстве: (а) — оценки роста эксцентриситетов; (б) — время жизни на орбите.

набором возмущений (влияние гравитационного поля Луны, притяжение от Земли и Солнца) и отдельно прогнозировалось движение ИСЛ с тем же набором возмущений, но с добавлением влияния СД для двух вариантов парусности. Далее было проведено сравнение этих движений относительно данных, полученных без СД, и тем самым оценивался вклад СД в движение окололунных объектов. Оценки показаны на рис. 12. Как и ранее результаты были получены в орбитальной системе координат и представлены отдельно для каждой составляющей.

Сравнение рис. 10 и рис. 12 позволяет увидеть корреляцию между ними. Появление дополнительных областей в окололунном пространства, в которых обнаружили рост эксцентриситета и короткая продолжительность жизни, объясняются влиянием СД преимущественно вдоль радиального направления.

В нашей предыдущей работе (Попандопуло и др., 2022б), было выявлено, что причиной роста

эксцентриситета и вследствие этого сокращение времени жизни ИСЛ на средних и высоких орбитах является влияние вековых резонансов на орбитальную динамику окололунных объектов. Для оценки влияния СД на резонансную структуру ИСЛ продолжим рассмотрение карт распределения вековых апсидально-нодальных резонансов, являющихся следствием соизмеримости параметров прецессии орбиты спутника, возникающей под действием возмущений, и параметров прецессии возмущающих тел: Солнца и Земли.

Как и ранее, будем руководствоваться следующими правилами выбора типа резонансных характеристик. Отбор осуществляется с помощью рассмотрения поведения критического аргумента: либрация — устойчивый резонанс, либрация/циркуляция — неустойчивый резонанс и циркуляция — отсутствие резонанса. Введенные типы и их цветовые обозначения на резонансных картах показаны на рис. 13.

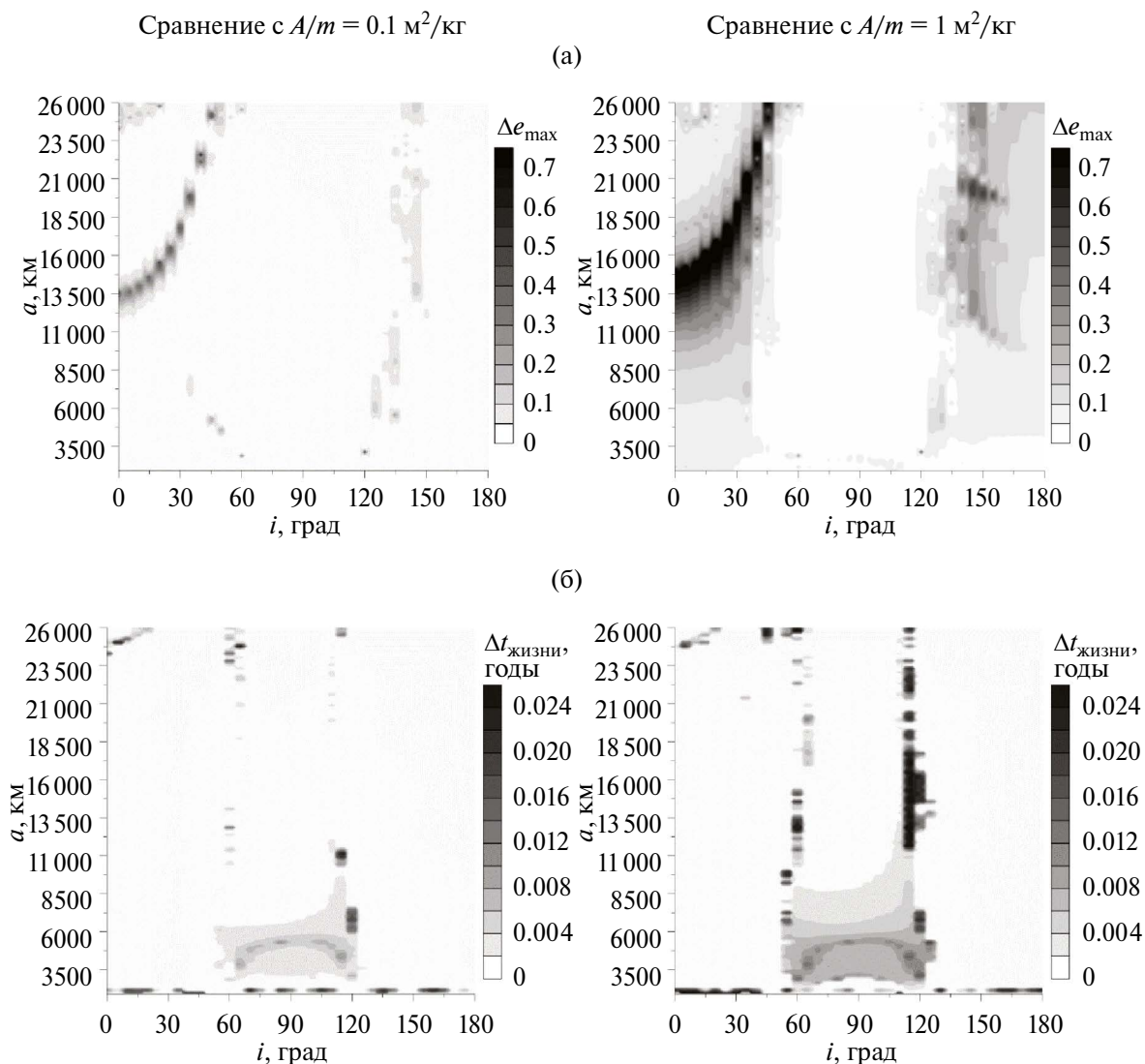


Рис. 11. Зависимость роста эксцентриситета и продолжительности жизни объектов от влияния СД в окололунном пространстве: (а) – оценки роста эксцентриситетов; (б) – время жизни на орбите.

Отметим, прежде всего, что новых вековых резонансов тех типов, которые указаны в табл. 2 и 3, выявлено не было. Ниже, на рис. 14–23, приведены карты распределения вековых апсидально-нодальных резонансов 1–4 порядков. Оценки областей влияния вековых резонансов, как и на рис. 10, получены для разных вариантов учета СД. Как было показано в предыдущей работе (Попандопуло и др., 2022б), полувековые резонансы со средними движениями возмущающих тел не влияют на орбитальную эволюцию окололунных объектов, поэтому в данной работе они не рассматриваются.

Как уже было отмечено ранее, при анализе результатов численного моделирования для

классификации устойчивых и неустойчивых резонансов использовалась обученная искусственная нейронная сеть (ИНС). Она применялась для обработки временных рядов, связанных с эволюцией резонансных характеристик, определяющих динамическую структуру области окололунного пространства. Используемая нами сеть реализована с помощью библиотеки torch (ссылка на сайт с библиотекой и ее описанием дана в Списке литературы) и изначально написана авторами статьи для классификации резонансов в околоземном пространстве (Красавин и др., 2021). Модель была “переучена” для распознавания резонансов в окололунном пространстве. Подробное описание реализованной ИНС и результаты ее

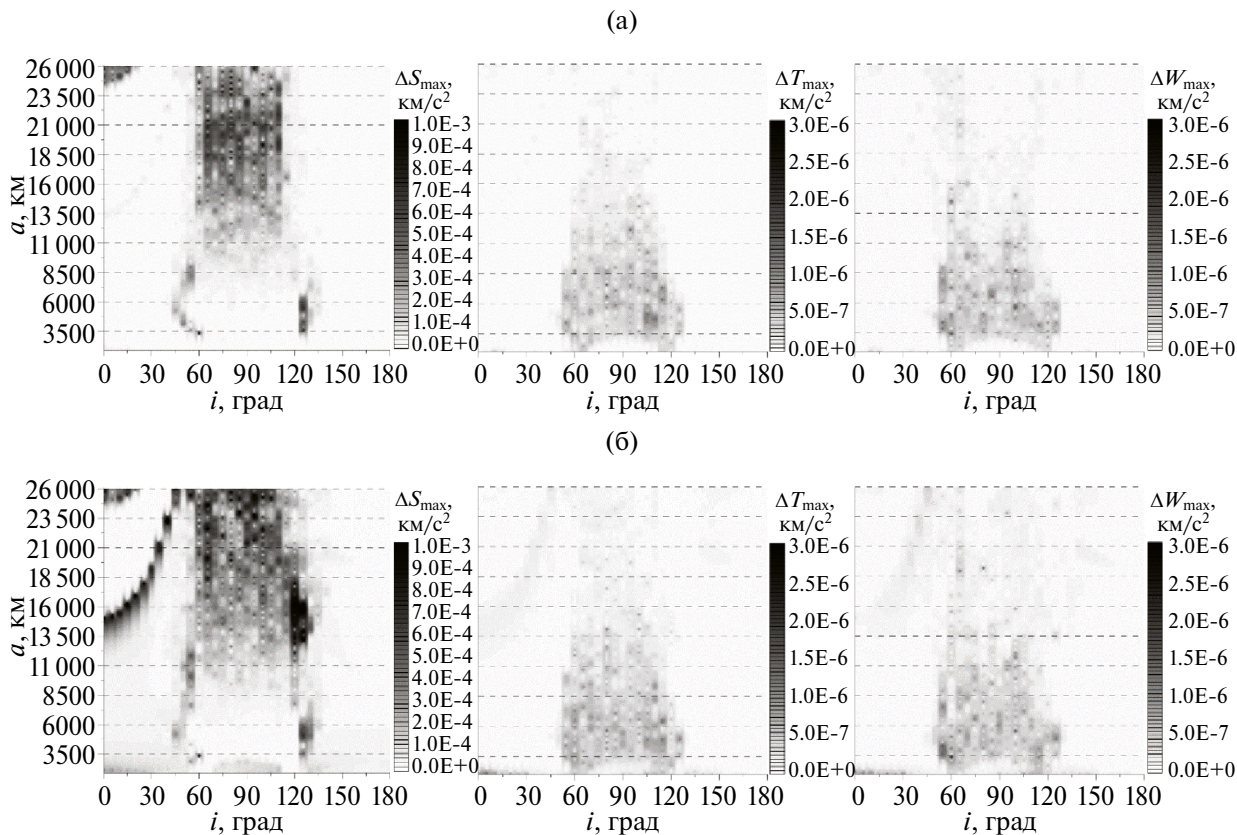


Рис. 12. Оценки вклада СД в движение ИСЛ при разных значениях парусности: (а) – вклад СД в движение при $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (б) – вклад СД в движение при $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

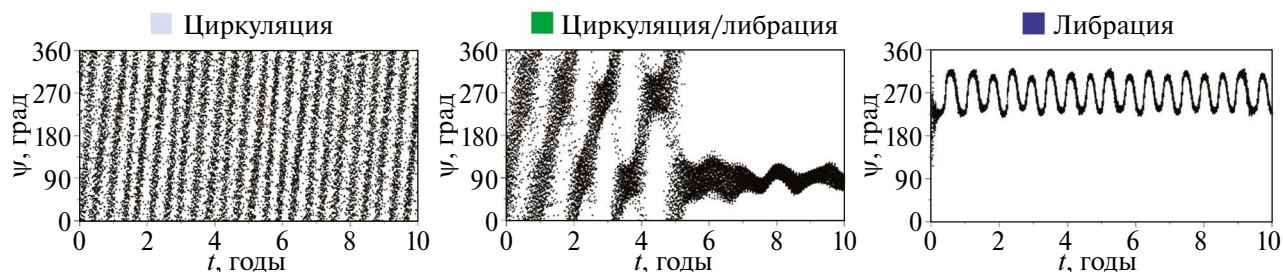


Рис. 13. Правила выбора типа резонансных характеристик и цветовое обозначение их на резонансных картах.

применения для выявления резонансов в околоземном пространстве можно найти в нашей работе (Красавин и др., 2021), поэтому в данной работе мы ее приводить не будем. Потребность в применении ИНС, обученной классифицировать резонансы, возникла в связи с необходимостью обработки большого числа временных рядов, связанных с эволюцией резонансных характеристик. Количество обрабатываемых рядов составило порядка 250 тыс., и их обработка в ручном режиме потребовала бы больших временных

затрат. Аналитические методы классификации не обладают достаточной точностью, чтобы автоматизировать этот процесс. В связи с чем и использовались методы машинного обучения, а именно классификатор на основе ИНС.

Графики на рис. 14–23 позволяют сделать вывод, что воздействие СД изменяет область влияния вековых резонансов в окололунном пространстве. На рис. 24 в качестве примера приведены разности областей действия нескольких резонансов разных порядков.

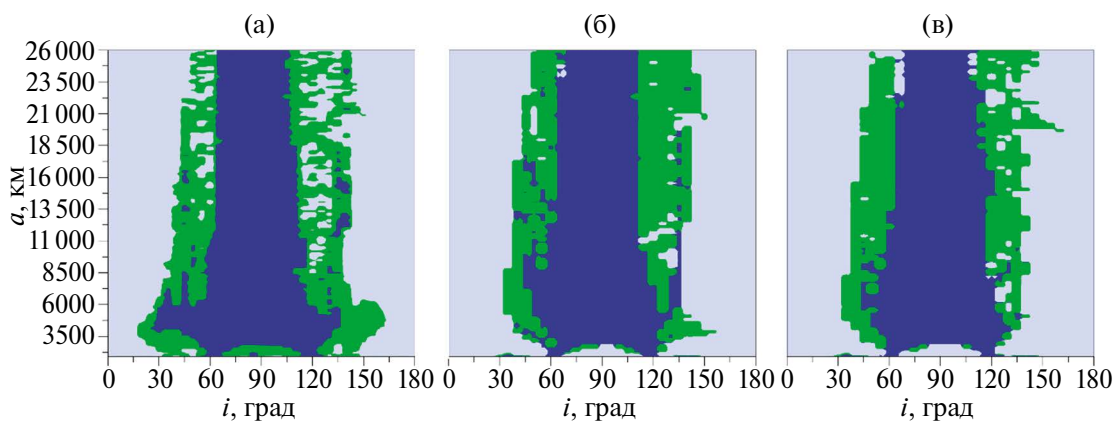


Рис. 14. Области влияния апсидального резонанса первого порядка $\dot{\omega}$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

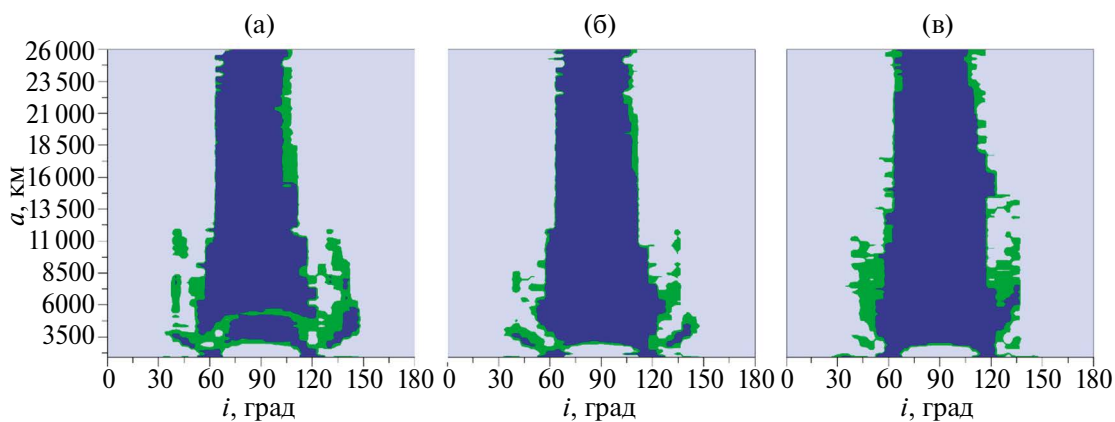


Рис. 15. Области влияния апсидального резонанса второго порядка $\dot{\omega} - \dot{\omega}'_S$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

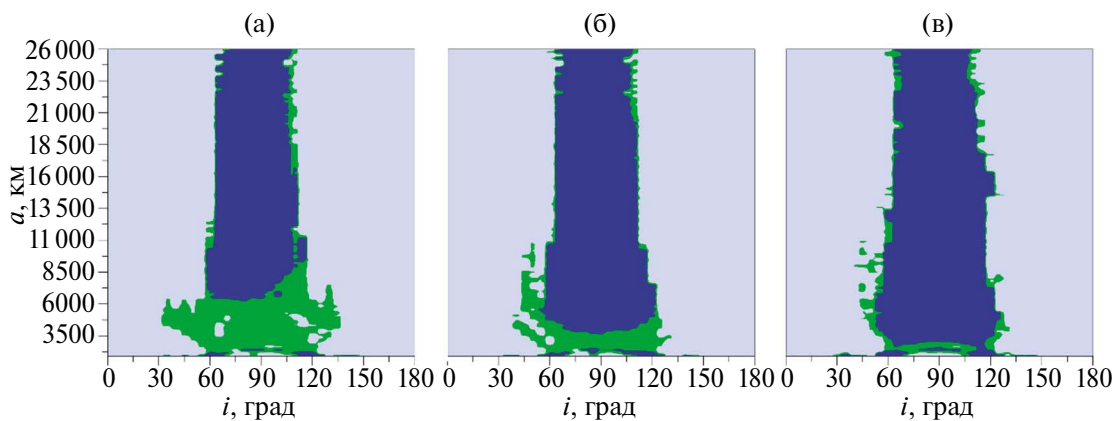


Рис. 16. Области влияния апсидального резонанса второго порядка $\dot{\omega} + \dot{\omega}'_S$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

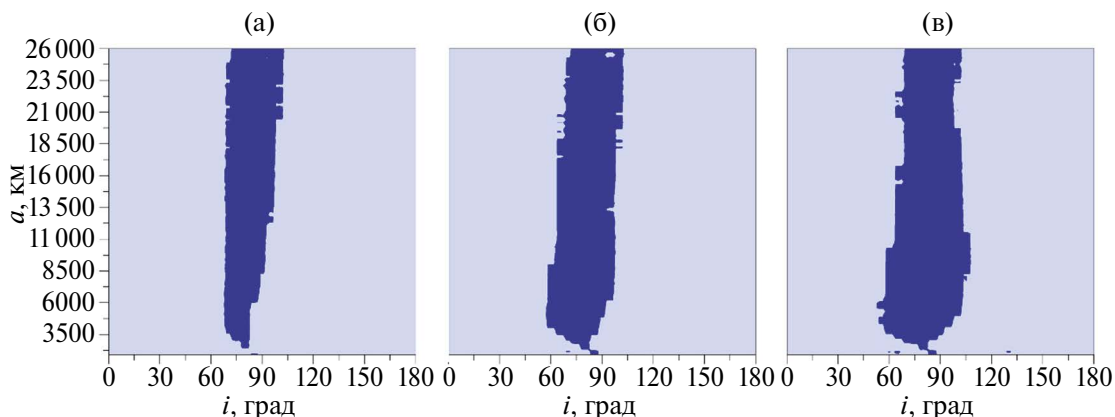


Рис. 17. Области влияния нодальных резонансов второго порядка $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_S)$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

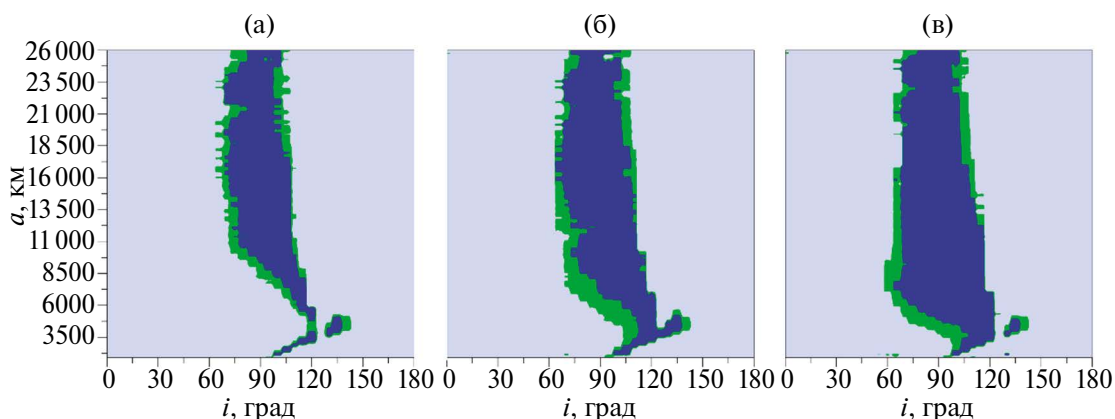


Рис. 18. Области влияния апсидально-нодального резонанса третьего порядка $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_S) - \dot{\omega}'_S$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

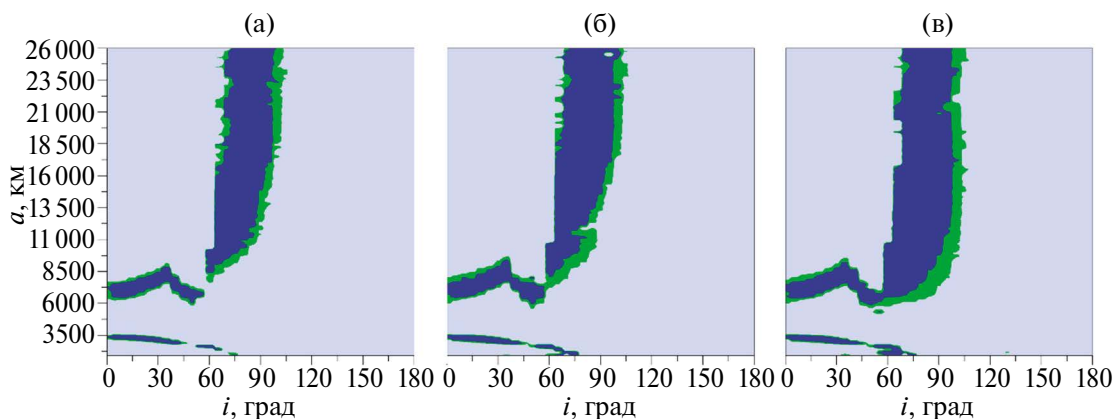


Рис. 19. Области влияния апсидально-нодального резонанса третьего порядка $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_E) + \dot{\omega}'_E$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

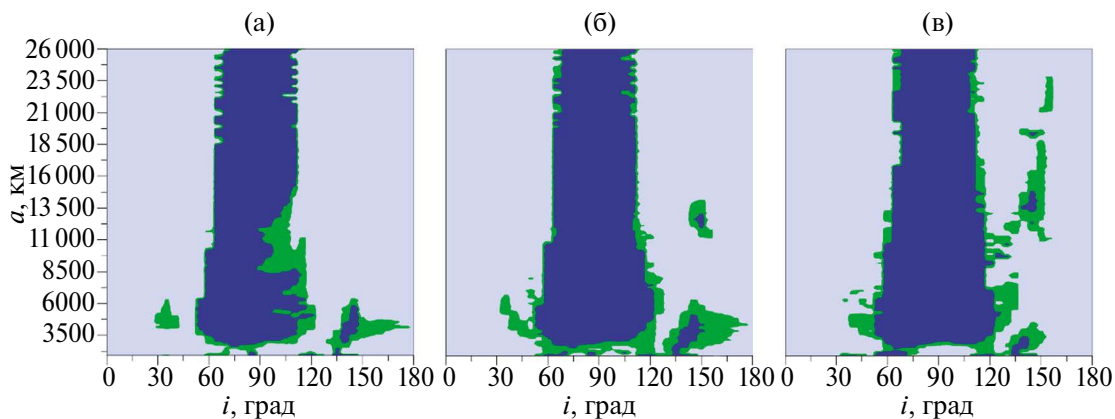


Рис. 20. Области влияния апсидального резонанса первого порядка $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{E,S}) - \dot{\omega}$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

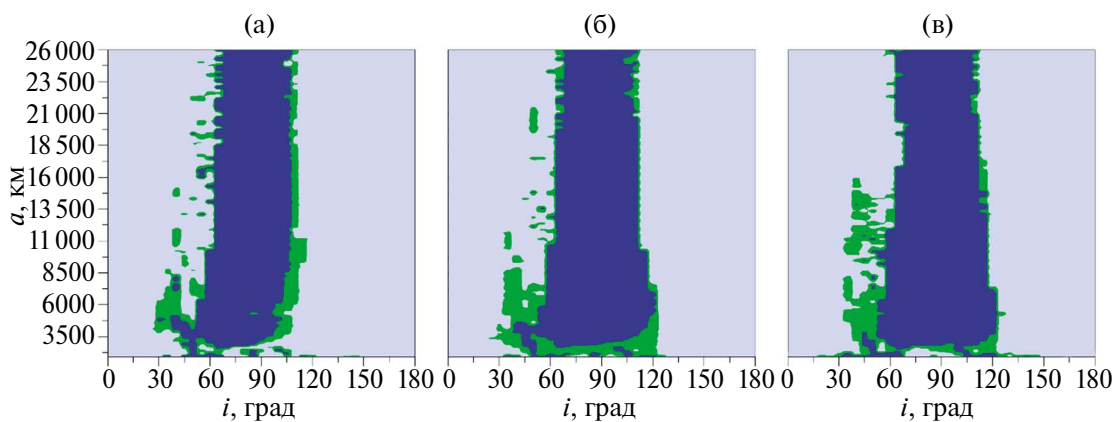


Рис. 21. Области влияния апсидального резонанса второго порядка $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{E,S}) + \dot{\omega}$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

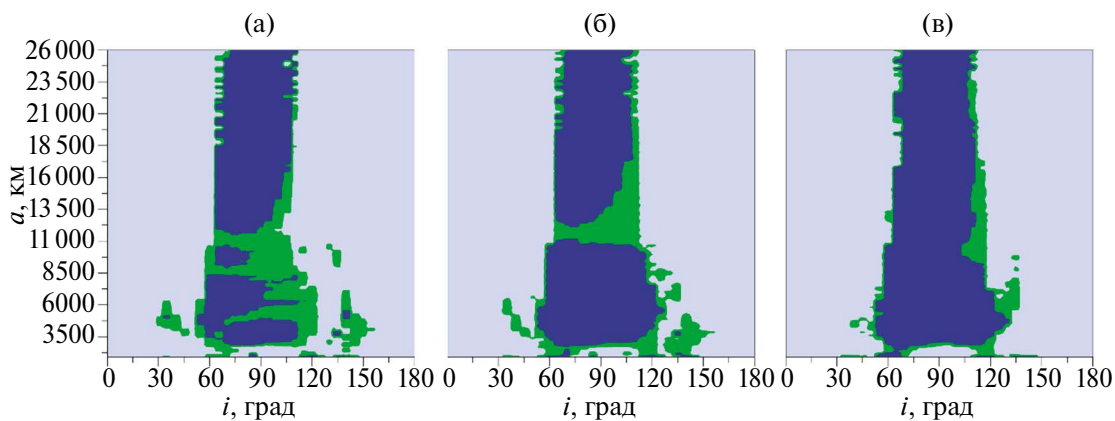


Рис. 22. Области влияния апсидального резонанса второго порядка $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{E,S}) - 2\dot{\omega}$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

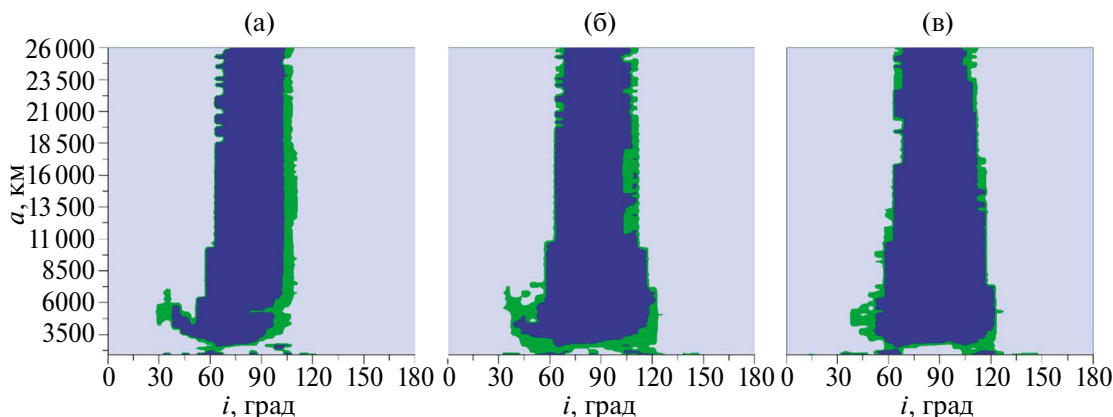


Рис. 23. Области влияния апсидального резонанса второго порядка $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{E,S}) + 2\dot{\omega}$: (а) – без СД; (б) – $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$; (в) – $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$.

Изменения наблюдаются и в областях наложения резонансов (рис. 25). Полученные оценки позволяют сделать вывод, что область наложения устойчивых и неустойчивых резонансов имеет более четкие границы на низких и средних высотах при учете влияния СД и увеличении параметра парусности. При этом основным следствием воздействия СД на орбитальную динамику ИСЛ является расширение всей области влияния вековых резонансов, что прослеживается на рис. 25в.

Если обратиться к рис. 10а и рис. 11а и сравнить их с рис. 25, то становится очевидным, что дополнительный рост эксцентриситета на средних и высоких орбитах, появляющийся в результате учета влияния СД, не объясняется изменением резонансной структуры возмущений, действующих на окололунные объекты, а является следствием прямого влияния СД.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в данной работе представлены результаты исследования ряда особенностей динамики окололунных объектов, полученные путем численного моделирования.

Кратко описаны усовершенствования, внесенные в опубликованную ранее (Попандопуло и др., 2022а) Численную модель движения ИСЛ. Они состоят в реализации варианта программы с распараллеливанием расчетов, ориентированного на использование суперкомпьютера Томского государственного университета, использовании нового более эффективного интегратора и создании программного интерфейса.

Рассмотрены особенности динамики низколетящих окололунных объектов. Показано,

что отмеченное многими авторами (Wang, Liu, 2005; Ramanan, Adimurthy, 2005; Gupta, Sharma, 2011; Попандопуло и др., 2022а) короткое время жизни этих объектов на орбитах вызвано ростом эксцентриситета орбиты, связанным с прямым действием сложного гравитационного поля Луны. Прослеживается четкая корреляция между изменением колебаний составляющей силы гравитационного притяжения Луны по радиальной составляющей и колебаниями величины эксцентриситета в зависимости от наклона орбиты.

Детально исследовано влияние СД на динамику окололунных объектов. Здесь рассмотрены два аспекта: прямое влияние СД на динамику объектов и его влияние на структуру резонансных эффектов.

Показано, что СД оказывает заметное влияние на движение объектов, проявляющееся значительным ростом эксцентриситета. Что касается изменения резонансной структуры возмущений, то здесь удалось выявить только увеличение областей действия многих вековых резонансов за счет появления новых резонансных объектов, которые при отсутствии действия СД резонансными не были. Возможно, как и в случае околоземных объектов (Блинкова, Бордовицына, 2022), это происходит за счет более раннего проявления резонансов на фоне действия СД. А вот появление новых резонансов под влиянием СД, теоретически обоснованное в работе (Valk и др., 2009) и найденное для околоземных объектов в работах (Belkin, Kuznetsov, 2021; Блинкова, Бордовицына, 2022), для окололунных объектов не обнаружено. Возможно, из-за недостаточно большого интервала времени, на котором осуществлялось прогнозирование объектов.

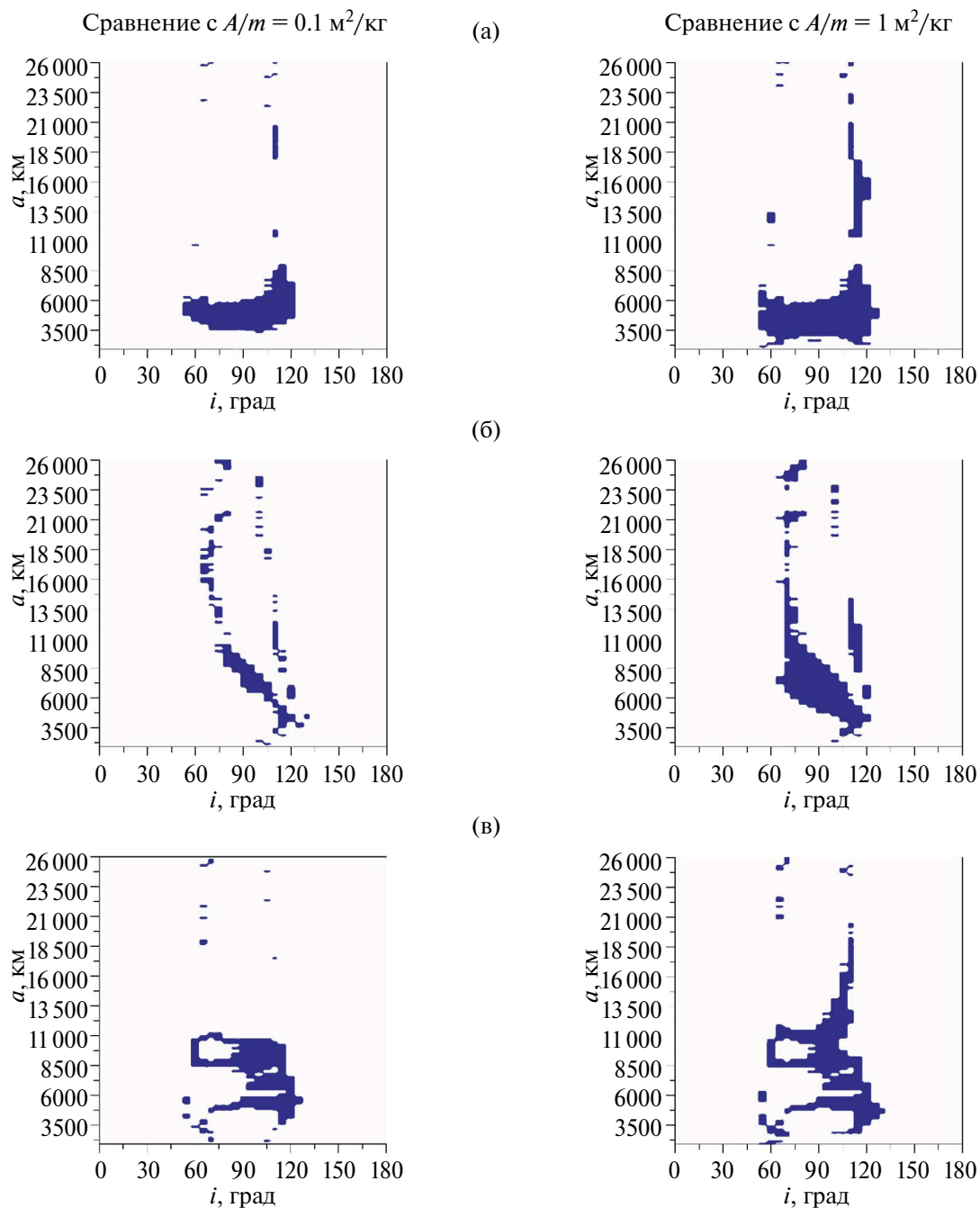


Рис. 24. Примеры разностей областей влияния апсидально-нодальных резонансов, полученных с учетом и без учета воздействия СД. Левые части рисунков демонстрируют сравнение с $A/m = 0.1 \text{ м}^2/\text{кг}$, а правой — с $A/m = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$. Показаны разности областей действия нескольких резонансов разных порядков: (а) — для резонанса $\dot{\omega} - \dot{\omega}'_E$; (б) — для резонанса $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_E) - \dot{\omega}'_E$; (в) — для резонанса $(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}'_{E,S}) - 2\dot{\omega}$.

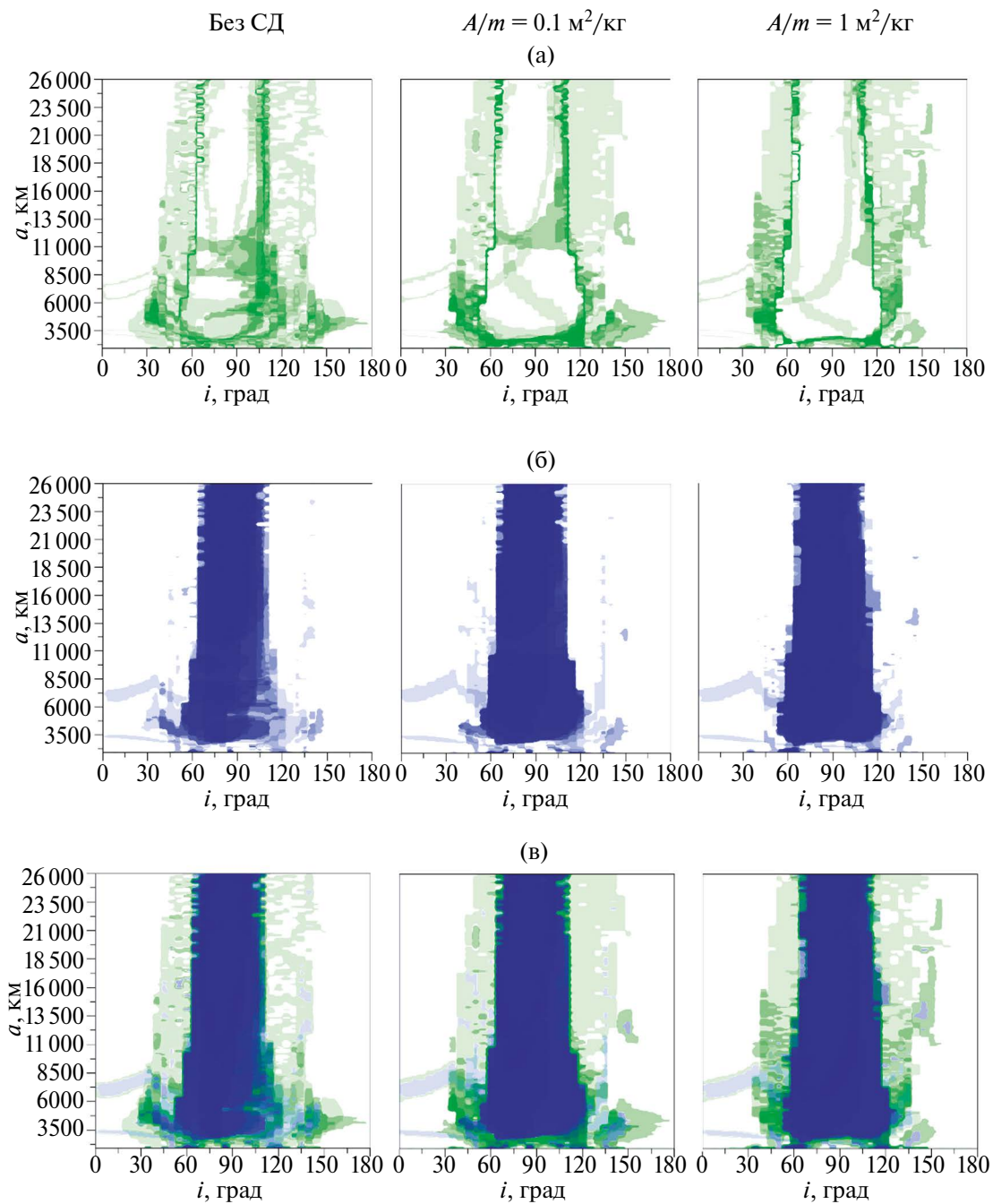


Рис. 25. Карты наложений вековых резонансов при учете и отсутствии влияния СД: (а) — наложение только неустойчивых резонансов; (б) — наложение только устойчивых резонансов; (в) — наложение устойчивых и неустойчивых резонансов.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 19-72-10022, <https://rscf.ru/project/19-72-10022/>

Исследование выполнено с использованием суперкомпьютера СКИФ Cyberia Томского государственного университета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авдюшев В.А. Новый коллокационный интегратор для решения задач динамики. I. Теоретические основы // Изв. вузов. Физика. 2020. Т. 63. № 11. С. 131–140.
2. Авдюшев В.А. Коллокационный интегратор Loblie в задачах орбитальной динамики // Астрон. вестн. 2022. Т. 56. № 1. С. 36–46. (Avdyushev V.A. Collocation Integrator Loblie in Orbital Dynamics Problems // Sol. Syst. Res. 2022. V. 56 (1). P. 32–42. DOI: 10.1134/S0038094622010014)
3. Александрова А.Г., Авдюшев В.А., Попандопуло Н.А., Бордовицына Т.В. Численное моделирование движения околоземных объектов в среде параллельных вычислений // Изв. вузов. Физика. 2021. Т. 64. № 8. С. 168–175. DOI: 10.1007/s11182-021-02491-3.
4. Александрова А.Г., Бордовицына Т.В., Чувашов И.Н. Численное моделирование в задачах динамики околоземных объектов // Изв. вузов. Физика. 2017. Т. 60. № 1. С. 69–76.
5. Блинкова Е.В., Бордовицына Т.В. Исследование совместного влияния светового давления и вековых резонансов, связанных со средним движением Солнца, на динамику объектов в области LEO // Астрон. вестн. 2022. Т. 56. № 4. С. 219–236. DOI: 10.31857/S0320930X22040028. (Blinkova E.V., Bordovitsyna T.V. Investigation of the Joint Effect of Light Pressure and Secular Resonances Associated with the Mean Motion of the Sun on the Dynamics of Objects in the LEO Region // Sol. Syst. Res. 2022. V. 56 (4). P. 207–224. DOI: 10.1134/S0038094622040025).
6. Красавин Д.С., Александрова А.Г., Томилова И.В. Применение искусственных нейронных сетей в исследовании динамической структуры околоземного орбитального пространства // Изв. вузов. Физика. 2021. Т. 64. № 10. С. 38–43. DOI: 10.17223/00213411/64/10/38.
7. Кузнецов Э.Д. О влиянии светового давления на орбитальную эволюцию геосинхронных спутников // Астрон. вестн. 2011. Т. 45. № 5. С. 444–457. (Kuznetsov E.D. The effect of the radiation pressure on the orbital evolution of geosynchronous objects // Sol. Syst. Res. 2011. V. 45. № 5. P. 433–446.)
8. Кузнецов Э.Д., Захарова П.Е., Гламазда Д.В., Кудрявцев С.О. Влияние резонансов высоких порядков на орбитальную эволюцию объектов в окрестности геостационарной орбиты // Астрон. вестн. 2014. Т. 48. № 6. С. 482–494. (Kuznetsov E.D., Zakharova P.E., Glamazda D.V., Kudryavtsev S.O. Effect of the high-order resonances on the orbital evolution of objects near geostationary orbit // Sol. Syst. Res. 2014. V. 48. № 6. P. 446–459.) DOI: 10.7868/S0320930X14060048/
9. Описание библиотеки torch для python – URL: <https://github.com/pytorch/pytorch> (06.12.2023)/
10. Попандопуло Н.А., Александрова А.Г., Томилова И.В., Авдюшев В.А., Бордовицына Т.В. Численное моделирование динамики искусственных спутников Луны // Астрон. вестн. 2022а. Т. 56. № 4. С. 266–284. DOI: 10.31857/S0320930X22040077. (Popandopulo N.A., Aleksandrova A.G., Tomilova I.V., Avdyushev V.A., Bordovitsyna T.V. Numerical modeling of the dynamics of artificial satellites of the Moon // Sol. Syst. Res. 2022a. T. 56. № 4. P. 252–270.)
11. Попандопуло Н.А., Александрова А.Г., Бордовицына Т.В. Анализ динамической структуры вековых резонансов в окололунном орбитальном пространстве // Вестн. Томского государственного университета. Математика и механика. 2022б. № 77. С. 110–124. DOI: 10.17223/19988621/77/9/
12. Попандопуло Н.А., Александрова А.Г., Бордовицына Т.В. К обоснованию численно-аналитической методики выявления вековых резонансов // Изв. вузов. Физика. 2022в. Т. 65. № 6. С. 47–52.
13. Belkin S.O., Kuznetsov E.D. Orbital flips due to solar radiation pressure for space debris in near-circular orbits // Acta Astronautica. 2021. 178. P. 360–369.
14. Condoleo E. Lunar High precision Orbit Propagator (<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/64408-lunar-high-precision-orbit-propagator>). 2017. MATLAB Central File Exchange. (13.09.2023)
15. Gonçalves L.D., Rocco E.M., De Moraes R.V. Analysis of the influence of orbital disturbances applied to an artificial lunar satellite // J. Physics Conf. Ser. (Online). 2015. V. 641 (1). Id. 012028 (7 p.)
16. Goossens S., Sabaka T., Wiczeorek M., Neumann G., Mazarico E., Lemoine F., Nicholas J., Smith D., Zuber M. High-resolution gravity field models from GRAIL Data and implications for models of the density structure of the Moon's crust // J. Geophys. Res.: Planets. 2020. V. 125 (2). Id. e2019JE006086 (31 p.)
17. Gordienko E.S., Ivashkin V.V., Simonov A.V. Analyzing stability of orbits of artificial satellites of the Moon and choosing the configuration of the lunar navigation