

Московский государственный университет
имени М.В.Ломоносова

На правах рукописи

Шайхутдинов Альберт Рузалевич

**Методы решения задач баллистики
и навигации космических аппаратов**

1.3.1 – Физика космоса, астрономия

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук

Научный руководитель

д. ф.-м. н., проф.

Жаров Владимир Евгеньевич

Москва – 2023

Оглавление

Введение	5
Глава 1. Методология решения задач	24
1.1. Программно-математическое обеспечение	24
1.1.1. Функции и назначение	24
1.1.2. Исходные требования	25
1.1.3. Язык программирования	25
1.1.4. Архитектура	26
1.2. Алгоритмы	40
1.2.1. Алгоритм Холмса	40
1.2.2. Многопоточный алгоритм Холмса	43
1.2.3. Вычисление элементов Кеплера	46
1.2.4. Численное интегрирование	46
1.2.5. Поиск пути преобразования	48
1.2.6. Преобразование систем координат	50
1.2.7. Планетоцентрическая система координат	52
1.2.8. Геодезическая система координат	53
1.2.9. Топоцентрическая система координат	54
1.2.10. Редукция положения источника	55
1.2.11. Эффект Доплера	56
1.2.12. Проекция Мольвейде	58
1.3. Тестирование	59
1.3.1. Автоматизация тестирования	59
1.3.2. Параметры тестовой среды	61
1.3.3. Результаты тестирования	61
Глава 2. Оптимизация орбит К-РСДБ проектов	66

2.1.	Краткое введение в РСДБ	66
2.2.	Анализ орбиты Миллиметрона	68
2.2.1.	Проект Миллиметрон	68
2.2.2.	Движение в окрестности точки либрации	71
2.2.3.	Особенности проведения наблюдений в L2	73
2.2.4.	Анализ гало-орбиты Спектр-М	74
2.2.5.	Карты минимальных и максимальных проекций баз	82
2.2.6.	Расчет радиовидимости	84
2.2.7.	Обобщение результатов на орбиты Лиссажу	85
2.2.8.	Замечание о других типах орбит около L2	86
2.2.9.	Заключение по номинальной орбите Спектр-М	87
2.3.	Оптимизация орбит К-РСДБ проектов	88
2.3.1.	Комбинированные орбиты	88
2.3.2.	Обобщенный подход к оптимизации орбит	89
2.3.3.	Критерии выбора околоземной орбиты	91
2.3.4.	Задача поиска оптимальной орбиты	94
2.3.5.	Пример околоземной орбиты	95
2.3.6.	Частный случай оптимизации для Sgr A* и M87	96
Глава 3.	Оптимизация режима работы группировки ДЗЗ	100
3.1.	О спутниковой группировке	100
3.2.	Оптимизация режима работы	102
3.2.1.	Постановка задачи	102
3.2.2.	Подход к решению задачи	104
3.2.3.	Описание алгоритма	106
3.2.4.	Полученные результаты	107
	Заключение	112
	Словарь терминов	114

Список литературы	116
Приложение	129
Прил. 1: Источники требований	129
Прил. 2: Функциональные требования	130
Прил. 3: Нефункциональные требования	134

Введение

Актуальность темы исследования

Космическая отрасль играет важную роль в нашей жизни и имеет большой потенциал для будущего развития. Ежегодно осуществляется более 100 запусков, а число активных ИСЗ уже превысило 7000. Космические проекты позволяют нам лучше изучить Землю, решить фундаментальные задачи геодезии, получить возможности для исследования дальнего космоса, недоступные при наблюдениях с поверхности Земли. Глобальные навигационные системы являются неотъемлемой частью жизни современного человека и играют ключевую роль в защите национальных интересов. Дистанционное зондирование Земли позволяет получать оперативную информацию о труднодоступных географических точках, что особенно актуально для протяженной территории России.

Любой космический проект требует решения задач баллистики и навигации космических аппаратов (КА), а для некоторых миссий выбор орбиты является определяющим фактором достижения поставленных целей. Основные методы решения задач баллистико-навигационного обеспечения (БНО) – численные – предоставляются в виде готовых программ или библиотек.

На сегодняшний день существует множество инструментов для решения общих задач БНО, но только единичные зарубежные продукты могут быть использованы в качестве основы для решения специализированных задач. Поэтому развитие численных методов решения задач баллистики и навигации КА, которые можно расширить для решения специализированных задач, является актуальным вопросом.

Степень разработанности темы, обзор литературы и программного обеспечения

Программно-математическое обеспечение

В современной небесной механике можно выделить три группы методов: аналитические, численные, качественные [1].

Аналитические методы позволяют рассчитывать приближенные положения и скорости небесных тел на заданные моменты времени, минуя промежуточные значения. Однако они требуют большой трудоемкости и становятся громоздкими при расчетах на больших интервалах времени. Кроме того, не все космические объекты могут быть исследованы с помощью аналитических методов. Качественные методы позволяют судить о свойствах движений без полного интегрирования дифференциальных уравнений. Численные методы, в свою очередь, могут быть применены для расчета движений любых небесных тел с заданной точностью, но они подвержены накоплению погрешности при увеличении интервала интегрирования. В современной небесной механике успешно используются все три группы [1], однако с развитием вычислительной техники для решения большого количества комплексных задач все чаще используются именно численные методы [2, 3].

Для всех задач баллистики и навигации КА необходимо иметь эффективные методы для координатно-временных преобразований и численного интегрирования движения КА с учетом различных действующих сил.

С точки зрения реализации все численные методы представлены в виде программного-математического обеспечения (ПМО), которое в общем случае можно разделить по типу на три большие группы с точки зрения объема функциональности:

1. Продукт – готовое программное решение с развитым интерфейсом / API для решение общих или специализированных задач. Обычно закрыты для доработок и ограничены для расширения, то есть возможно использование в только в конечном виде с небольшими изменениями.
2. Библиотека – совокупность связанных алгоритмов для решения нескольких задач. Часто предоставляется в виде исходного кода и имеет API для добавления / изменения функциональности.
3. Алгоритм – отдельное численное решение частной задачи без какого-либо контекста. Предоставляется в виде кода и полностью открыто для

модификации.

Отдельных алгоритмов достаточно много под самые различные задачи, и более подробное о них написано в разделах [Алгоритмы](#) и [Сторонние библиотеки](#) в контексте разрабатываемых в данной работе алгоритмах.

Готовых продуктов не так много, и в открытом доступе наиболее популярны три решения, два из которых являются платными:

1. Systems Tool Kit, STK [4] – проприетарный продукт AGI¹, предназначенный для решения широкого спектра задач БНО, включая обширные военные приложения. Программный пакет покрывает все функциональные области БНО – константно-эфемеридное обеспечение, техническое проектирование КА, моделирование движения, маневров, рандеву, работы радаров и систем перехвата. Orbit Determination Tool Kit (ODTK) позволяет восстанавливать орбиты по различным видам измерений (более 100 моделей измерений). STK SOLIS предоставляет инструменты для проектирования и симуляции систем КА. STK Missile Tool Kit используется для анализа обороноспособности государств, расчета траекторий ракет и проектирования систем ПВО. Помимо этого ПМО обладает развитой системой визуализации результатов (более 10 провайдеров данных о поверхности Земли), поддерживает практически все мировые стандарты эфемерид и сопутствующих файлов, имеет API для MATLAB, C++, Python и использует многопоточные распределенные вычисления. Продукт повсеместно используется в самых разных приложениях [4]. Может работать как сервис, так и как персональное ПО.

2. FreeFlyer – проприетарный продукт a.i.solutions, предназначенный для решения широкого спектра задач астродинамики, включая численное моделирование движение КА, планирование маневров и рандеву, определение параметров орбиты по результатам наблюдения, моделирование вращения КА. ПМО позволяет в общем случае проектировать космическую миссию, выполнять анализ и операционные расчеты в режиме реального времени за счет интеграции с

¹ Ansys Government Initiatives.

другими наземными системами. Поддерживает скрипты MATLAB и имеет API для C++, C#, Java и Python. Продукт используется в ЦУП NASA и проверен временем на более чем 250 проектах, включая крупные, такие как James Webb Space Telescope [5], GPS, МКС [6]. Может работать как сервис, так и как персональное ПО.

3. General Mission Analysis Tool, GMAT – бесплатный продукт NASA [7], предназначенный для решения общих задач БНО. Спектр решаемых задач аналогичен FreeFlyer, но сами возможности более урезанные, а документация продукта неполная. Внутри ПМО используются собственные скрипты для задания полетного задания. Используется как персональное ПО.

STK и FreeFlyer безусловно являются лидерами, но бесплатные лицензии доступны только в учебных целях с ограниченными функциями. GMAT является неплохой альтернативой, но с меньшей функциональностью, не гарантирующей точность и стабильность расчетов².

Существует и другое ПМО для решения специализированных задач, например, Bernese GNSS Software [8], но в рамках данной работе интерес представляют именно универсальные методы и подходы решения задач баллистико-навигационного обеспечения.

Что же касается библиотек, то их несколько больше, чем готовых продуктов, но чаще всего используются:

1. SPICE – масштабная библиотека NAIF³ NASA, предназначенная в первую очередь для работы с эфемеридами [9, 10]. Не имеет функциональности по моделированию движения КА, и используется для обработки различного рода файлов и данных. Для работы с эфемеридами также есть программы calcerph [11], разработанная в IMCSE, и [12], разработанная в ИПА РАН⁴, но они не обладают той же функциональностью, что есть у SPICE. Исходный код нахо-

² Периодически при выполнении расчетов GMAT останавливается с различными ошибками, чего не случается, например, с STK.

³ Navigation and Ancillary Information Facility.

⁴ Институт Прикладной Астрономии Российской Академии Наук.

дится в открытом доступе на языках Fortran, MATLAB и C. SPICE довольно часто используется в реальных миссиях NASA / ESA.

2. SOFA⁵ – набор функций, рутин и алгоритмов, реализующих стандарты фундаментальной астрономии [13]. Предоставляется в виде решения с открытым исходным кодом, доступным для C++ и Fortran. В контексте БНО является незаменимой библиотекой для координатно-временных преобразований. Библиотека предоставляет пользователю низкоуровневое API, что хорошо в целом, но не очень удобно в контексте БНО: например, чтобы перейти из ЗСК в НСК, необходимо дополнительно написать функции для считывания и фитирования данных параметров вращения Земли.

3. Orekit – библиотека CS Group, предназначенная для решения задач БНО [14]. В отличие от SPICE решает непосредственно задачи моделирования движения КА, расчет рандеву, координатно-временные преобразования, расчет маневров и определение параметров орбиты по измерениям. На сегодняшний день это самая продуманная библиотека, предоставляющее много функциональности и низкоуровневое API. Написана на Java, но имеет адаптер на Python. Используется в космических проектах в том числе компаний Thales и Airbus. Библиотека активно поддерживается и развивается большим сообществом.

Помимо отмеченного здесь ПМО есть и другие решения⁶, но, к сожалению, на сегодняшний день нет общедоступного отечественного ПМО подобного рода.

К-РСДБ проекты

Радиоинтерферометрия со сверхдлинными базами (РСДБ) является неотъемлемой частью современной астрономии. Наблюдения с помощью РСДБ позволяют решить широкий круг научных и прикладных задач астрофизики, наземно-космической навигации, астрометрии и геофизики [15].

Среди них особое место занимают наблюдения космических радиоисточников с высоким угловым разрешением [16–22]. Типичными объектами наблюде-

⁵ Standards of Fundamental Astronomy.

⁶ Например, <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/space-mission-design-tools> (доступ 2023-05-14)

ний являются активные ядра галактик, радиопульсары, космические мазеры и квазары. Высокоточные наблюдения далёких внегалактических радиоисточников позволяют реализовать инерциальную небесную систему координат ICRS в радиодиапазоне [23–25].

РСДБ используется человеком на протяжении десятилетий. Однако есть естественные ограничения, накладываемые на наблюдения, проводимые с Земли.

В первую очередь – это влияние атмосферы. Атмосферные флуктуации наряду с нестабильностью атомных стандартов частоты влияют на время когерентности – один из главных факторов, определяющих чувствительность, а на частотах более 300 ГГц в субмиллиметровом диапазоне атмосфера практически непрозрачна для электромагнитного излучения [26].

Во-вторых, при наблюдениях с Земли есть ограничения на максимальный размер проекции базы интерферометра, так невозможно разнести радиотелескопы на расстояние, превышающее диаметр Земли. Это в свою очередь накладывает ограничение на угловое разрешение σ получаемых изображений, определяемое как $\sigma \approx \lambda/D$, где D – модуль базы, λ – длина волны. Высокое угловое разрешение крайне важно для успешного решения передовых научных задач: исследование активных ядер галактик, окрестностей черных дыр, флуктуаций реликтового фона, пульсаров, космических мазеров [27].

В-третьих, существуют дополнительные ограничения видимости источников, связанное с наличием физического горизонта и непостоянства погодных условий [15], что в свою очередь влияет на полноту UV-заполнения и качество получаемых изображений.

В-четвертых, для наблюдения переменных источников необходимо добиться заполнения UV-плоскости за временной промежуток, меньший характерного времени изменения источника [27]. Скорость движения радиотелескопов наземного базирования ограничена скоростью вращения Земли (именно эта составляющая играет роль для UV-заполнения), в то время как космические радиотеле-

скопы (КРТ) на низких орбитах либо при пролете перигея орбиты позволили бы получать лучшее UV-заполнение за времена порядка часа.

Более того, подвижные элементы интерферометра в виде КРТ позволяют быстрее заполнять UV-плоскости и наблюдать источники в динамике [20, 28].

Выведение радиотелескопа за пределы Земли позволяет снять эти ограничения. Фактически это означает переход от наземного радиоинтерферометра к наземно-космическому или даже к полностью космическому радиоинтерферометру. С другой стороны, это порождает ряд других проблем.

Во-первых, это технические проблемы, связанные непосредственно с разработкой и эксплуатацией космического радиотелескопа и его подсистем.

Во-вторых, это проблемы общего характера, связанные с планированием сеансов наблюдений, передачей данных и получением необходимых UV-заполнений для качественного восстановления изображений источников и выполнения поставленных целей всей миссии. Решение этих проблем практически полностью определяется конфигурацией космического сегмента радиотелескопа [15].

Первые эксперименты по К-РСДБ были проведены еще на TDRSS⁷ в 1986 году [29–31]. Основным результатом этой миссии – это получение первых частот интерференции на базах больше диаметра Земли.

За всю историю человечества было реализовано только два полноценных К-РСДБ проекта: VSOP [17, 32–34] и РадиоАстрон [16, 21, 35, 36].

Японский телескоп HALCA проекта VSOP стал первым КРТ (1997 год), предназначенным для К-РСДБ. Диаметр телескопа – 9 м; наблюдения проводились на частотах 1.6 и 5 ГГц [33]. Основным критерием выбора орбиты в VSOP было наличие значительной эволюции элементов орбиты, необходимое для покрытия как можно большей области небесной сферы максимальными проекциями базы [33]. После вывода КРТ на целевую орбиту апогей достигал 21 тыс. км, а перигей составлял 560 км. Наклон орбиты к плоскости экватора составлял 31.3° , что обеспечивало прецессию орбиты из-за несферичности

⁷ Tracking and Data Relay Satellite – спутник сопровождения объектов и передачи данных.

земного потенциала. Аргумент перицентра и долгота восходящего узла орбиты прецессировали с частотами 1 оборот/год и 1.6 оборот/год соответственно. Наилучшее угловое разрешение достигается для источников, которые лежат недалеко от плоскости орбиты. Благодаря прецессии орбиты такое разрешение было получено для большей части небесной сферы. Тем не менее, удалось получить лишь незначительное улучшение углового разрешения по сравнению с наземным РСДБ [17]. Основные научные результаты VSOP – это исследование джета квазара PKS 0637-752, изучение структуры магнитного поля лацертиды OJ287 и джета галактики M87 с высоким линейным угловым разрешением [37]

В РадиоАстроне был выработан более формальный критерий: максимизировалось число площадок неба, для которых суммарное время наблюдений за всю миссию на определенных проекциях базы больше 10 минут [36]. При этом больший вес присваивался меньшим проекциям базам. В итоге была выбрана довольно вытянутая орбита с высотой перигея всего 600 км, а апогея – 330 тыс. км, при наклоне орбиты в 51.4° . Под воздействием гравитационных возмущений со стороны Луны, Солнца и сжатия Земли, элементы орбиты существенно эволюционируют на протяжении всей миссии. Это позволило пронаблюдать с высоким угловым разрешением большинство радиоисточников, лежащих недалеко от плоскости орбиты.

На длине волны 1.3 см при исследовании мегамазера NGC4258 был достигнут абсолютный мировой рекорд углового разрешения в 8 мкс дуги [16]. Основные научные результаты РадиоАстрона – это обнаружение экстремальной яркостной температуры квазара 3C 273, наблюдение с рекордным угловым разрешением в 21 мкс. дуги активного ядра галактики BL Лацертиды на волне 1.3 см, многочастотные наблюдения далекого квазара 0836+710 и многое другое [16]. В 2018 году КРТ перестал отвечать на команды с Земли, и в феврале 2019 года космическая часть проекта была завершена.

Сейчас в АКЦ ФИАН активно ведутся разработки следующего отечественного КРТ Спектр-М проекта Миллиметрон. В отличие от Спектр-Р он будет

проводить наблюдения не только в режиме К-РСДБ, но и в режиме одиночной антенны со сверхвысокой чувствительностью. При этом телескоп будет снабжен системами активного и пассивного охлаждения, которые позволят охладить зеркало до 10 К, а приемную аппаратуру до 5 К. Зеркало состоит из 24 лепестков, его диаметр 10 метров. Наблюдения будут проводиться на частотах 22, 43, 100 и 240 ГГц [21, 38].

Спектр научных задач, которые будет решать Миллиметрон, охватывает все масштабы Вселенной: от изучения протопланетных дисков в Галактике до исследования тонких космологических эффектов, таких как флуктуации реликтового фона [35, 39]. Приоритетной научной задачей в режиме К-РСДБ является построение изображений (под изображением здесь и далее подразумевается интенсивность) теней сверхмассивных черных дыр (СМЧД), таких как Sgr A*, M87, OJ287 и др.

Для обеспечения сверхвысокой чувствительности в одиночном режиме КРТ будет снабжен системами активного и пассивного охлаждения, которые позволят охладить главное зеркало телескопа до 20 К, а приемники излучения – до 4 К.

В случае Миллиметрона [21, 35, 38] ситуация несколько сложнее, чем с РадиоАстроном. Изначально предполагалось использовать высокую сильно эллиптическую орбиту с существенной эволюцией элементов орбиты, чтобы получать хорошие UV-заполнения. Однако из-за технических ограничений со стороны системы обеспечение теплового режима (СОТР), крайне важной для режима одиночной антенны, пришлось отказаться от этого варианта в пользу гало-орбиты. Ограничение со стороны СОТР связано с периодической, практически неизбежной засветкой КРТ от Земли и Луны на околоземных орбитах. Возможность проведения наблюдений в режиме К-РСДБ на гало-орбите исследованы недостаточно полно. Поэтому существует необходимость провести более детальное исследование текущего варианта орбиты с точки зрения режима К-РСДБ.

Один из наиболее поздних концептов К-РСДБ – проект Event Horizon

Imager (ЕИ) [40] – предлагает использовать два одинаковых КРТ с диаметром зеркала 4 м. Наблюдения будут проводиться на частоте 690 ГГц. Конечно, изготовление приемника излучения для частоты 690 ГГц является нетривиальной задачей, однако нужно понимать, что ЕИ – это концепция, которая может определить путь дальнейшего технологического развития РСДБ.

В качестве опорных орбит КРТ были выбраны круговые экваториальные орбиты с разными радиусами порядка 14 тыс. км. Такой размер орбит определяет максимально допустимое угловое разрешение в 60 нс дуги. Согласно второму закону Кеплера, спутники на таких орбитах будут всегда смещаться относительно друг друга, что позволит получить максимально однородное спиралевидное UV-заполнение. Более того, на орбитах такого размера обеспечивается непрерывная видимость как минимум трех спутников GPS, что может быть использовано для высокоточного определения орбит КРТ. Небольшой наклон орбит (порядка 30°) к направлению на Sgr A* уменьшает длину проекции баз в направлении север-юг в два раза. Но согласно результатам симуляции, это незначительно влияет на качество конечных изображений.

Таким образом, в наиболее поздних работах по К-РСДБ все чаще рассматривают системы из нескольких КРТ [15, 20, 40–44], в связи с чем вопрос выбора оптимальной конфигурации и планирования наблюдений становится все более актуальным и нетривиальным.

Несмотря на то, что расчет непосредственно одной орбиты вполне возможно сделать с помощью упомянутых выше решений, для поиска оптимальной конфигурации необходимо учитывать специфику РСДБ наблюдений. Поэтому базовых методов, предлагаемых в существующих ПМО, недостаточно, а их расширение далеко не всегда возможно.

Группировки ДЗЗ

ДЗЗ позволяет получать данные о состоянии окружающей среды на больших территориях в режиме реального времени. Это позволяет ученым и исследователям получать более точные и полные данные, которые могут быть

использованы для принятия важных решений в различных областях.

Например в сельском хозяйстве спутниковые снимки активно используются для автоматического определения контуров полей, учета распаханых земель и для контроля вегетации культур [45, 46].

В случае использования группировки спутников для проведения съемки возникает задача планирования сеансов, и для больших группировок, состоящих из десятков КА, решение этой задачи имеет высокую комбинаторную сложность и может приводить к комбинаторному взрыву. Поэтому довольно часто используются эвристические методы, которые приносят практическую пользу при относительно небольших вычислительных затратах [47–51].

В АО Ситроникс ведется разработка спутниковой группировки ДЗЗ из порядка 200 КА, в связи с чем возникла задача поиска оптимального режима группировки для получения наибольшего объема данных ДЗЗ. Расчет траекторий и видимостей был произведен с помощью STK, однако решить задачу оптимизации с учетом специфики проекта предлагаемыми методами STK нельзя.

Цели и задачи диссертационной работы

Цель данной работы заключается в разработке и применении универсальных методов и подходов решения задач баллистики и навигации КА.

Для достижения поставленной цели были рассмотрены следующие задачи:

1. Разработать методы решения задач БНО:

- выполнить обзор существующих решений,
- собрать, проанализировать и валидировать требования к методам.
- реализовать методы в виде программно-математического обеспечения (ПМО) и протестировать разработанную функциональность,

2. Применить разработанные методы в контексте К-РСДБ:

- изучить проблему выбора орбиты в К-РСДБ проектах,
- выполнить анализ номинальной орбиты КА Спектр-М проекта Миллиметрон,

- рассмотреть альтернативные варианты орбиты Спектр-М.
3. Применить разработанные методы в контексте ДЗЗ:
 - проанализировать исходную постановку задачи,
 - определить оптимальный режим работы спутниковой группировки ДЗЗ Ситроникс,
 - сформулировать предложения по оптимизации конфигурации группировки.

Научная новизна

1. Впервые разработан параллельный алгоритм для расчета коэффициентов Стокса на основе метода Холмса, который позволяет кратно увеличить скорость расчета орбит КА.
2. Разработан новый метод преобразования систем координат и шкал времени с использованием графов и кэшей. Данный метод позволяет быстро и эффективно проводить координатно-временные преобразования.
3. В результате анализа номинальной орбиты Миллиметрона разработанными методами были выявлены ранее неизвестные недостатки выбранной гало-орбиты в режиме К-РСДБ.
4. Впервые сформулирован критерий оценки эффективности и разработан метод на основе проекции Мольвейде для качественного анализа орбит около точки Лагранжа L2 системы Солнце-(Земля+Луна).
5. Сформулирован обобщенный подход оптимизации орбит К-РСДБ проектов, с помощью которого получен альтернативный вариант орбиты для проекта Миллиметрон, дающий лучшие UV-покрытия для целевых источников.
6. Разработан простой и эффективный метод для планирования передачи данных с крупных спутниковых группировок, включающих более 100 КА.

Теоретическая и практическая значимость

Теоретическая значимость

1. Собранные и проанализированные требования могут быть использова-

ны для разработки новых методов решения задач БНО.

2. Сформулированный в данной работе обобщенный подход к оптимизации орбит К-РСДБ проектов может быть использован при проектировании и исследовании будущих миссий подобного рода.
3. Сформулированный в данной работе подход к оптимизации режима работы группировки ДЗЗ может быть использован в том числе для поиска наилучшей конфигурации самой группировки и выбора оптимального наземного контура.

Практическая значимость

1. Разработанное в рамках данной работы ПМО позволяет решать большое количество задач баллистики и навигации КА не только в научно-исследовательских, но и в учебных целях. ПМО может стать основой для создания единого решения, которое могло бы использоваться для отечественных космических проектов.
2. Разработанные методы и алгоритмы ускоряют расчеты орбит, особенно при использовании моделей сил с большим числом гармоник гравитационного поля Земли.
3. Результаты анализа номинальной орбиты Спектр-М открыли ранее неисследованные проблемы, решение которых позволит увеличить эффективность Миллиметрона.
4. Предложенный альтернативный вариант орбиты Спектр-М может существенно увеличить эффективность всей миссии, однако техническая реализация такой орбиты остается под вопросом.
5. Определен оптимальный режим работы спутниковой группировки ДЗЗ АО Ситроникс.

Методы исследования

Теоретико-методологической базой диссертации являются работы зарубежных и российских авторов по теме диссертации.

На протяжении всей работы основными методами исследования являются

анализ и синтез. В контексте оптимизации К-РСДБ применяется метод обобщения как при формировании общего подхода, так и при обобщении результатов анализа гало-орбит на другие семейства орбит. Поиск оптимальной орбиты Миллиметрона использует метод апертурного синтеза, а при расчетах и анализе орбит используются как аналитические (для качественного анализа), так и численные (для количественного анализа) методы.

В процессе разработки требования были изучены кодовая база и документация различного ПМО, научно-техническая литература. Также сбор требований был проводился путем опроса экспертов. Тестирование ПМО осуществлялось путем сравнения с расчетами, выполненными ранее проверенными средствами.

Эфемериды номинальной орбиты Миллиметрона были предоставлены АКЦ ФИАН, характеристики спутников и параметры орбит группировки ДЗЗ были предоставлены АО Ситроникс.

В рамках данной работы использовалось следующее программное обеспечение:

1. Компилятор C++17 MSVC и Microsoft Visual Code для написания кода ПМО.
2. Стороннее программное обеспечение, перечисленное в разделе [Сторонние библиотеки](#)
3. GIT для версионирования кодовой базы.
4. Wolfram Mathematica для вспомогательных расчетов и отрисовки графиков.
5. draw.io для создания логических схем ПМО.
6. GMAT для проверки корректности расчетов.
7. Microsoft Excel 2013 для анализа данных и построения графиков.
8. LaTeX для написания текста работы.

Положения, выносимые на защиту

1. Реализованные методы решения задач баллистики и навигации КА в ви-

де ПМО могут быть использованы для решения широкого спектра общих и специализированных задач БНО.

2. Многопоточный алгоритм Холмса, разработанный в рамках данной работы, позволяет кратно увеличить скорость расчета орбит КА и более эффективно утилизировать процессорное время.
3. Обобщенный подход к оптимизации К-РСДБ проектов может быть использован для поиска оптимальных орбит К-РСДБ проектов.
4. Номинальная гало-орбита Спектр-М имеет ряд недостатков для проведения наблюдений в режиме К-РСДБ.
5. Комбинированная орбита в качестве альтернативного варианта орбиты Миллиметрона может существенно увеличить эффективность всей миссии, однако техническая реализуемость этого вида орбит остается под вопросом до уточнения технических характеристик Спектр-М.
6. Возможно реализовать режим работы спутниковой группировки АО Ситроникс, позволяющий за две недели передавать на Землю порядка 800 ТБ данных и утилизировать систему максимально эффективно.

Степень достоверности

Результаты вычислений и корректность работы разработанных методов и ПМО проверялись путем сравнения с аналогичными расчетами в GMAT [7] и с расчетами, выполненными в ЦНИИМАШ и ИПМ им. М.В. Келдыша. Также ряд алгоритмов был проверен экспертами АО Ситроникс, занимающимися разработкой спутниковой группировкой.

Публикации по теме исследования

Основные результаты по теме диссертации изложены в 5 печатных изданиях, в том числе в 4 статьях в рецензируемых научных журналах, индексируемых Web of Science и Scopus, и в 1 статье в рецензируемом научном журнале, индексируемом РИНЦ:

A1. Simulations of M87 and Sgr A* imaging with the Millimetron Space Observatory on near-Earth orbits. / Andrianov A., Baryshev A., Falcke H., Girin, I., Thijs

de Graauw, Kostenko V., Kudriashov V., Ladygin V., Likhachev S., Roelofs F., Rudnitskiy A., Shaykhutdinov A., Shchekinov Y., Shchurov M. / Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 500. 4866-4877 (2021). WoS IF2022: 4.800

A2. Перспективы использования гало-орбиты в окрестности точки либрации L2 системы Солнце-Земля для наземно-космического радиointерферометра Миллиметрон / Шайхутдинов А.Р., Костенко В.И. / Космические исследования т. 58, с. 434-442 (2020)⁸. WoS IF2022: 0.600

A3. Программа для расчета эффекта Доплера в спектрах космических радиоисточников DoppLex / Запевалин П.Р., Сячина Т.А., Шайхутдинов А.Р., Костенко В.И. / Вестник Московского университета. серия 3: физика. астрономия т. 2, с. 49-52 (2020)⁹. WoS IF2022: 0.300

A4. Программа Lineviewer пакета Astro Space Locator (ASL) для построения и обработки усреднённых спектров / Щуров М.А., Авдеев В.Ю., Гирин И.А., Костенко В.И., Лихачев С.Ф., Лодыгин В.А., Рудницкий А.Г., Шайхутдинов А.Р. / Краткие сообщения по физике № 4, с. 38-45 (2019)¹⁰. WoS IF2022: 0.400

A5. Возможные конфигурации орбиты наземно-космического радиointерферометра «Миллиметрон» / Шайхутдинов А.Р., Рудницкий А.Г., Лихачев С.Ф., Костенко В.И., Андрианов А.С. / Труды Института прикладной астрономии РАН № 47, с. 72-78 (2018). РИНЦ IF2021: 0.106

Апробация результатов

Основные результаты диссертации докладывались и обсуждались на сле-

⁸ Prospects for Using the Halo-Orbit in the Vicinity of the L2 Libration Point of the Sun–Earth System for the Ground-Space Millimetron Radio Interferometer / Shaykhutdinov A.R., Kostenko V.I. / Cosmic Res 58, 393–401 (2020)

⁹ The Program for Calculating the Doppler Effect in the Spectra of Cosmic Radio Sources: DoppLex / Zapevalin P.R., Syachina T.A., Shaykhutdinov A.R., Kostenko V.I. / Moscow University Physics Bulletin vol. 75, № 2, 163-166 (2020)

¹⁰ Lineviewer Program of the Astro Space Locator (ASL) Package for Constructing and Processing Averaged Spectra / Shchurov M.A., Avdeev V.Yu, Girin I.A., Kostenko V.I., Likhachev S.F., Lodigin V.A., Rudnitskiy A.G., Shaykhutdinov A.R. / Bulletin of the Lebedev Physics Institute, vol. 46, № 4, 133-137 (2019)

дующих конференциях:

1. В 2018 году, Международная научная конференция студентов, аспирантов и молодых учёных «Ломоносов-2018», Москва.
2. В 2018 году, XXXV Всероссийская конференция «Актуальные проблемы внегалактической астрономии», Пущино.
3. В 2018 году, V Российско-Китайское экспо: Круглый стол «Исследование дальнего космоса», Екатеринбург.
4. В 2018 году, Всероссийская радиоастрономическая конференция «Радиотелескопы, аппаратура и методы радиоастрономии», Санкт-Петербург.
5. В 2019 году, Международная научная конференция студентов, аспирантов и молодых учёных «Ломоносов-2019», Москва - 2 доклада.
6. В 2019 году, XVI Конференция молодых ученых, посвященная Дню космонавтики, «Фундаментальные и прикладные космические исследования», ИКИ РАН, Москва.
7. В 2019 году, Восьмая Всероссийская конференция «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение», Санкт-Петербург.
8. В 2020 году, Международная научная конференция студентов, аспирантов и молодых учёных «Ломоносов-2020», Москва.
9. В 2023 году, Международная научная конференция студентов, аспирантов и молодых ученых «Ломоносов 2023», Москва.
10. В 2023 году, 5-ый международный хакатон "Лидеры Цифровой Трансформации 2023 Москва.

Личный вклад автора

Содержание диссертации и основные положения, выносимые на защиту, отражают персональный вклад автора в опубликованные работы.

Подготовка к публикации полученных результатов проводилась совместно с соавторами, причем вклад диссертанта был определяющим. Все представленные в диссертации результаты получены лично автором. Диссертант непосред-

ственно сам участвовал на конференциях и защищал полученные результаты.

В работе А1 автор выработал подход для поиска оптимальных конфигураций орбит, реализовал алгоритмы и ПМО для расчетов, непосредственно выполнил сами расчеты и определил итоговые орбиты, исходя из требований к научной программе. Также автор построил UV-заполнения с учетом видимостей источников, участвовал в подготовке материалов к публикации. Вклад автора: 30%.

В работе А2 автор выполнил полномасштабный анализ номинальной орбиты Миллиметрон, реализовал и протестировал 100% алгоритмов, под руководством В.И. Костенко разработал метод Мольвейде для анализа К-РСДБ, а также провел все необходимые расчеты и сформулировал заключение, подготовил материалы к публикации. Вклад автора 80%.

В работе А3 автор получил теоретические формулы для расчета эффекта Доплера с приведением на локальный стандарт покоя и для оценки вклада учета тех или иных эффектов в итоговый результат. Автор сформулировал задачу для соавторов, непосредственно с соавторами выполнял разработку алгоритмов и ПМО, готовил материалы к публикации. Вклад автора: 50%.

В работе А4 автор разработал, запрограммировал и протестировал быстрые алгоритмы для астрометрических расчетов, включая определение положения небесных тел. Вклад автора: 20%.

В работе А5 автор выполнил все расчеты в контексте анализа UV-плоскостей Миллиметрона, сформулировал направления для дальнейших исследований и подготовил материалы в публикации. Вклад автора: 80%.

Автор провел полномасштабный сбор и системный анализ требований к разрабатываемому ПМО, разработал многослойную модульную архитектуру ПМО и непосредственно написал 100% кода, включая автотесты. Диссертант разработал ряд новых алгоритмов и методов для решения задач баллистики и навигации КА, активно используемых в публикациях [А1-А5].

Автор сформулировал обобщенный подход к оптимизации орбит К-РСДБ

проектов, провел полноценный анализ номинальной гало-орбиты Спектр-М и предложил варианты по оптимизации орбиты проекта Миллиметрон. Работы автора послужили основой для дальнейших исследований Астрокосмического Центра ФИАН¹¹ в этом направлении.

Автор провел анализ задачи максимальной утилизации спутниковой группировки ДЗЗ, разрабатываемой в АО Ситроникс, и выработал гибкий подход к решению подобного рода задач на основе локальной оптимизации, а также рассчитал оптимальный режим работы проектируемой группировки.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, обзора литературы и программного обеспечения, 3 глав, заключения, словаря терминов, списка литературы и приложения. Общий объем диссертации 137 страниц, включая 28 рисунков и 9 таблиц. Библиография включает 125 наименований на 13 страницах.

Благодарности

Автор выражает благодарность научному руководителю Жарову Владимиру Евгеньевичу за безмерную поддержку и мудрое наставничество.

Автор выражает признательность Сергею Федоровичу Лихачеву, Костенко Владимиру Ивановичу, Рудницкому Алексею Георгиевичу и Андрианову Андрею Сергеевичу, а также другим сотрудникам отдела обработки астрофизических наблюдений АКЦ ФИАН за возможность работать над проектом Миллиметрон в дружном и сплоченном коллективе.

Автор выражает благодарность АО Ситроникс и Правительству Москвы за возможность решить интересную проблему спутниковой группировки ДЗЗ в рамках хакатона "Лидеры Цифровой Трансформации 2023".

¹¹ Физический институт имени П.Н. Лебедева.

Глава 1

Методология решения задач

В этой главе описана методология решения задач БНО с помощью ПМО `Uniorb`, которое было разработано в рамках данной работы. Также в главе описаны архитектура и ключевые алгоритмы `Uniorb`¹.

1.1. Программно-математическое обеспечение

1.1.1. Функции и назначение

`Uniorb` - это многофункциональное ПМО, предназначенное для решения широкого спектра прикладных задач астрометрии, небесной механики, космической геодезии, баллистики и навигации космических аппаратов.

В ПМО реализованы основные функции для решения наиболее общих задач БНО, например численное интегрирование движения и расчет радиовидимости КА, координатно-временные преобразования. ПМО позволяет создавать собственные модули поверх существующих для решения специализированных задач БНО.

Общая методология решения задач БНО с помощью `Uniorb` заключается в следующем.

Все основные функции уже реализованы в модулях слоев:

- `Shared Layer` – слой общей функциональности.
- `1-Layer Data` – слой импорта данных.
- `2-Layer Core` – слой фундаментальных расчетов.

Для решения специализированных задач, при необходимости можно разработать собственные модули в слоях:

¹ При подготовке данной главы диссертации использованы публикации [52, 53], выполненные автором в соавторстве, в которых, согласно Положению о присуждении учёных степеней в МГУ, отражены основные результаты, положения и выводы исследования.

- [3-Layer Analysis](#) – слой прикладных расчетов.
- [4-Layer Reporting](#) – слой экспорта данных.

Подробнее о слоях и модулях написано в разделе [Архитектура](#).

1.1.2. Исходные требования

Перед разработкой абсолютно любого продукта необходимо собрать и валидировать требования к нему, и ПМО не является исключением.

Требование – это спецификация того, что должно быть реализовано. В нем описано поведение, свойства и атрибуты системы. Также требование может служить ограничением в процессе разработки системы [54].

Разработка требований обычно включает в себя сбор, анализ, документирование и валидацию требований [55].

В рамках данной работы был проведен полномасштабный системный анализ, по результатам которого были сформулированы требования к ПМО. Список источников требований и их краткое описание указаны в [Прил. 1: Источники требований](#), а сами требования разбиты на две большие группы без разделения на атрибуты качества, системные требования и ограничения:

- [Прил. 2: Функциональные требования](#);
- [Прил. 3: Нефункциональные требования](#).

Далее по тексту в скобках обозначены ссылки на требования, например "Кросс-платформенность (NFR-030)".

1.1.3. Язык программирования

Uniorb полностью написан на компилируемом, статически типизированном языке программирования C++ (стандарт C++17)².

² В качестве альтернатив рассматривались и другие языки программирования, наиболее подходящие из которых – Python и Fortran – уступили C++ по ряду нефункциональных требований.

Python не имеет полноценных механик для проведения многопоточных вычислений (NFR-001) и гораздо хуже справляется с вычислительно дорогими задачами³ (NFR-002, NFR-003).

Выбор языка программирования практически полностью определен нефункциональными требованиями:

- Возможность проведения многопоточных вычислений (NFR-001).
- Высокие требования к производительности (NFR-002, NFR-003).
- Кросс-платформенность (NFR-030).
- Возможность использования, поддержки и доработки кодовой базы широким кругом специалистов (NFR-40, NFR-060).
- Наличие средств автоматизации сборки кросс-платформенного кода и удобных сред разработки (NFR-043, NFR-045).
- Наличие большого количества астрономических и других научных библиотек (NFR-070).

1.1.4. Архитектура

Многослойная модульная архитектура

В `Uniorb` реализована многослойная модульная архитектура (Рис. 1.1). Слой – это группа логически связанных модулей. Модуль – это набор логически связанных классов и функций (по сути являющийся отдельной функциональной единицей ПМО).

Разделение приложения на слои, выполняющие разные роли и функции, позволяет упростить поддержку кода (NFR-024, NFR-060), оптимизировать работу ПМО при различных схемах развертывания и обеспечивает четкое разграничение областей применения определенной технологии или принятия определенных проектных решений [56].

Fortran в 2022 году даже не вошел в первую двадцатку индекса ТЮВЕ⁴, в то время как C++ уверенно держится в пятерке самых популярных языков программирования мира на протяжении десятилетий (NFR-040). Для C++ существует больше инструментов разработки и они поддерживают новые стандарты языка с меньшей задержкой, чем это происходит для Fortran (NFR-043, NFR-045). Большая часть научных и астрономических библиотек [9, 13], изначально написанных на Fortran, уже давно переписаны на C++ (NFR-070). Также C++ проще интегрируется в Python (NFR-081) и может применяться для гораздо более широкого спектра задач по сравнению с Fortran при не меньших вычислительных возможностях.

Для удобства реализации исходных требований сформулированы архитектурные принципы, которые легли в основу всей архитектуры ПМО [57]:

1. **Объектно-ориентированный подход.** ПМО должно быть реализовано в объектно-ориентированной парадигме. Несмотря на то, что довольно часто библиотеки реализуют в виде набора функций (NFR-082), наш мир принципиально объектный, и для сложных программ, связанных с физическими и математическими объектами, ООП позволяет не только повысить читаемость кода (NFR-024, NFR-060), но и лучше отразить сущности и связи объектов на уровне кода [58]. Более того, ООП предоставляет ряд важнейших механик, таких как инкапсуляция, наследование и полиморфизм, значительно улучшающих надежность и гибкость программ [59].
2. **Расширяемость.** Функциональность ПМО должна расширяться за счет введения новой функциональности, но не за счет изменения уже существующей (NFR-061). Проектируя конкретную функцию, метод, класс или модуль, необходимо заранее позаботиться о возможностях его расширения.
3. **Заменяемость.** Отдельные функциональные единицы ПМО должны быть слабо-связаны между собой и взаимодействовать исключительно через публичные API (NFR-071).
4. **Однородность.** Отдельные функциональные единицы ПМО должны быть реализованы подобным образом. Не допускается использовать разный набор архитектурных паттернов для однотипных ситуаций (NFR-063).
5. **Многопоточность.** Ключевые алгоритмы и процессы ПМО должны быть распараллелены, так как это наиболее эффективный способ увеличения производительности (NFR-001, NFR-002, NFR-004) без существенного усложнения восприятия кода [60].
6. **Баланс производительности и удобства.** Выбирая между производительностью и удобством, необходимо отдавать предпочтение удобству поддержки и использованию ПМО, как только выполнено основное требование по производительности (NFR-002).

7. Архитектурные паттерны. Допустимо использовать только общепринятые, проверенные временем архитектурные паттерны [61]. Данный принцип полностью совпадает с исходным требованием (NFR-020).

Сами же слои наделены свойствами в соответствии с архитектурными принципами и исходными требованиями:

1. Направленность. Слои могут взаимодействовать со слоями, расположенными ниже, но нижние слои никогда не могут взаимодействовать с расположенными выше слоями [56]. Данное свойство уменьшает связность между отдельными слоями и модулями, а также позволяет избежать циклических зависимостей. При изменении некоторого слоя, потенциально могут измениться только вышележащие слои.

2. Непроницаемость. Каждый слой может взаимодействовать только со слоем, расположенным непосредственно под ним [56]. Данный принцип позволяет сократить воздействие изменений в нижележащих слоях на вышележащие, а также упрощает процесс распределения слоев на разные физические ресурсы. В совокупности со свойством направленностью слоев получается, что при изменении некоторого слоя, потенциально может изменить только один вышележащий слой.

3. Модульность. Каждый слой состоит из отдельных самостоятельных модулей. Взаимодействие между слоями происходит через модули.

Модули должны быть пригодными для повторного использования, заменяемыми, расширяемыми, инкапсулированными, независимыми и не зависеть от контекста [56]. Аналогично слоям, модули также наделены определенными свойствами:

1. Двухуровневое API. У каждого модуля есть два набора API – приватный API и публичный API. Приватный API используется исключительно внутри модуля и недоступен вне его. Публичный API наоборот определяет интерфейсы для взаимодействия с модулем. Публичный API должен быть необходимым и достаточным для работы с функциональностью модуля.

2. **Инкапсуляция.** Некоторая функциональность реализуется целиком и полностью только в пределах одного модуля.
3. **Конфигурируемость.** Модуль может иметь глобальные настройки, касающиеся только этого модуля. Настройка модуля должна происходить динамически.

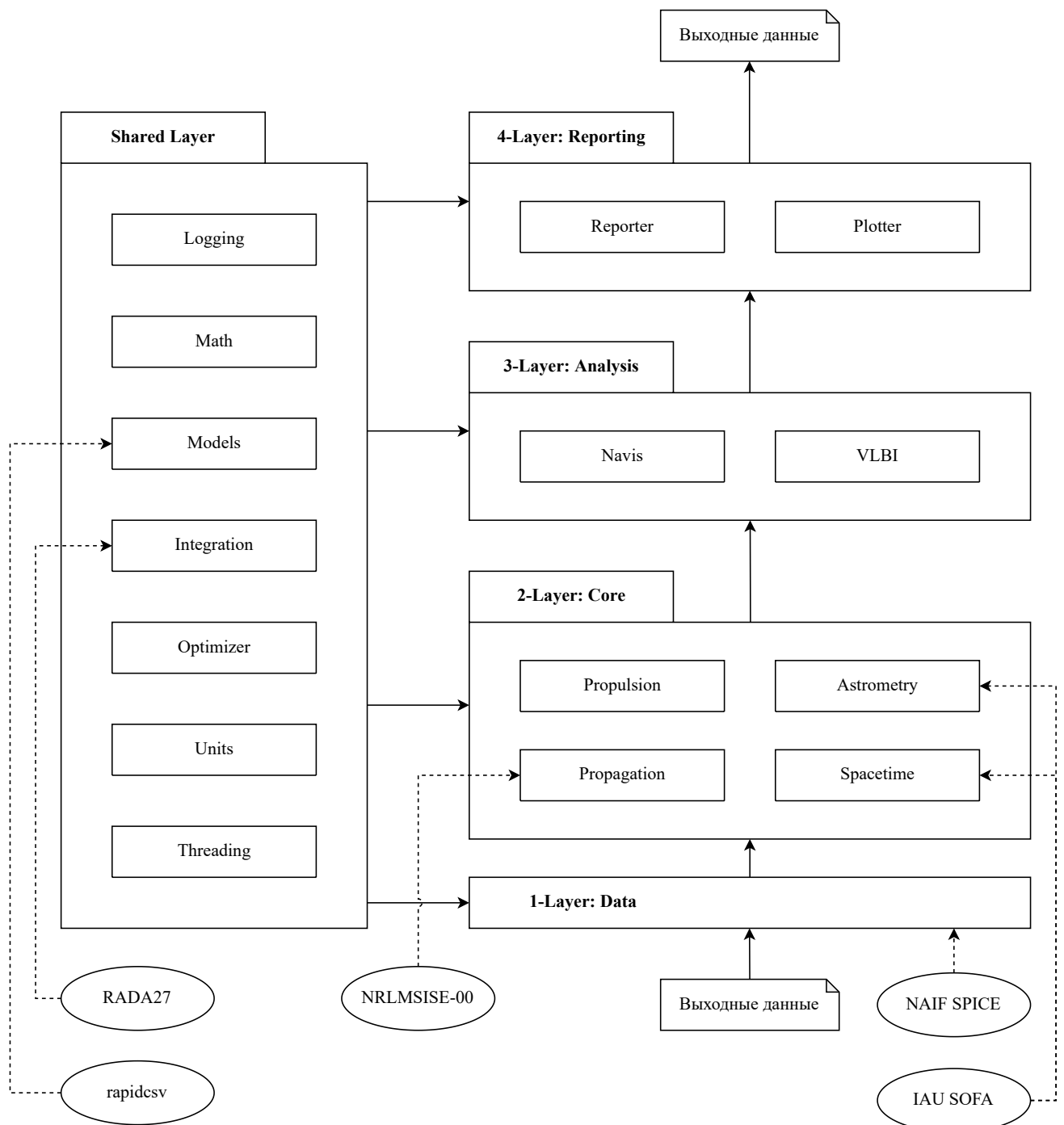


Рис. 1.1. Слои и модули изображены прямоугольниками. Жирным текстом выделены названия слоев, обычным – модулей. Стрелочками обозначены потоки данных / направления взаимодействий.

Всего в `Uniorb` выделено пять слоев, один из которых является общим для всех:

- `Shared Layer` – слой общей функциональности.
- `1-Layer Data` – слой импорта данных.
- `2-Layer Core` – слой фундаментальных расчетов.

- 3-Layer Analysis – слой прикладных расчетов.
- 4-Layer Reporting – слой экспорта данных.

Shared Layer – слой общей функциональности

Слой, предоставляющий общую для всех остальных слоев функциональность, состоит из семи модулей.

1. Модуль Logging представляет собой унифицированный фасад из функций и классов для логирования ошибок, предупреждений, отладочных и информационных сообщений (NFR-023).

В `Uniorb` поддерживаются несколько уровней логирования: `info`, `debug`, `warning`, `error`. Логирование асинхронное (вывод логов выполняется независимо от вызова функции логирования), многопоточное (вывод логов выполняется в несколько потоков), синхронизированное (порядок вызова функций логирования отражает порядок логов).

Функции модуля:

- Предоставление унифицированного интерфейса для логирования.
- Вывод логов в локальные файлы, `stdout` или на удаленный сервер.
- Динамическая конфигурация параметров логирования.

2. Модуль Math представляет собой набор независимых математических функций и классов.

Функции модуля:

- Предоставление классов и алгоритмов для работы с графами.
- Интерполяция данных.
- Алгоритмы расчета элементов Кеплера.
- Вспомогательные операции для работы с `double`.
- Работа с геодезическими координатами.
- Хранение математических констант.

3. Модуль `Models` представляет собой набор классов, определяющих объекты, за счет которых происходит интеграция других слоев и модулей. По сути данный модуль является агрегатором.

Основная функция модуля заключается в предоставлении моделей объектов в виде классов. Ряд моделей включают в себя функции с математическими алгоритмами.

4. Модуль `Integration` представляет собой набор связанных классов для численного интегрирования.

Функции модуля:

- Конфигурирование методов численного интегрирования.
- Численное интегрирование уравнений движения.
- Управление условиями окончания численного интегрирования.
- Контроль точности численного интегрирования.

5. Модуль `Optimizer` представляет собой набор связанных классов для численной оптимизации целевых функций. Основная функция модуля заключается в поиске оптимумов.

6. Модуль `Units` представляет собой набор функций для перевода единиц измерений.

Функции модуля:

- Хранение единиц измерения.
- Преобразование величин из одних единиц измерений в другие.

7. Модуль `Threading` представляет собой набор классов и функций для многопоточных вычислений. Модуль не использует платформа-зависимых решений и полностью построен на функциональности `std`.

Функции модуля:

- Потокбезопасный вывод в файлы.

- Многопоточная обработка с помощью thread pool.

1-Layer Data – слой импорта данных

Слой доступа к внешним данным, состоящий из единственного модуля **Data** – фасада для работы с внешними данными и встроенными коллекциями объектов. Он является единственной входной точкой для всех внешних данных, и весь импорт в ПМО осуществляется исключительно через него.

Модуль не выполняет какие-либо логические операции с данными – он предоставляет доступ и обертку к ним. Например, интерполяция данных ПВЗ осуществляется в модуле **Spacetime**, а модуль **Data** лишь предоставляет загруженные данные из внешнего файла в виде модели общего модуля **Models**.

При изменении формата / источника внешних данных, достаточно изменить логику работы с ними внутри модуля **Data**, не меняя при этом взаимодействия с внешними данными остальных частей ПМО, так как они продолжают работать на унифицированном интерфейсе **Data**.

Функции модуля:

- Инкапсуляция внешних данных.
- Чтение локальных файлов.
- Загрузка данных с удаленных серверов.
- Проверка целостности импортируемых данных.
- Обработка ошибок при чтении данных и выдача рекомендации по их устранению.
- Предоставления унифицированного интерфейса для доступа к загруженным данным.
- Предоставление доступа к встроенной коллекции объектов.

2-Layer Core – слой фундаментальных расчетов

Слой фундаментальных расчетов, необходимых для решения прикладных задач. Слой состоит из четырёх модулей.

1. Модуль Spacetime представляет собой набор классов для пространственно-временных преобразований.

Модуль содержит в себе большое количество алгоритмов и обширное приватное API.

Основные функции модуля:

- Расчет векторов состояний по эфемеридам.
- Фитирование параметров вращения Земли, UT1-UTC.
- Автоматический учет високосных секунд при временных преобразованиях.
- Преобразование различных видов координат (прямоугольные, цилиндрические, сферические).
- Расчет ориентации Земли на основе прецессии и нутации IAU2000/06a.
- Расчет геодезических координат.
- Хранение информации о референц-эллипсоидах.
- Расчет топоцентрических координат.
- Создание, редактирование и удаление шкал времени.
- Создание, редактирование и удаление систем координат.
- Автоматическое нахождение путей преобразование шкал времени и систем координат с помощью графов.

2. Модуль Astrometry представляет собой набор функций для астрометрических расчетов.

Функции модуля:

- Редукция положения источников с учетом основных астрометрических эффектов.

- Расчет видимости объектов с учетом физического горизонта.
- Хранение астрономических констант.

3. Модуль Propagation представляет собой набор классов для прогноза движения КА.

Функции модуля:

- Численное интегрирование поступательного движения КА.
- Численное интегрирование поступательно-вращательного движения КА (не реализовано).
- Математическое моделирование действующих сил на КА.

4. Модуль Propulsion представляет собой набор классов для управления движением КА.

Функции модуля:

- Поиск оптимальных орбитальных маневров.
- Расчет параметров мгновенных импульсов для осуществления маневров.

Модуль находится в стадии разработки.

3-Layer Analysis – слой прикладных расчетов

Слой прикладных расчетов, опирающихся на модули 2-Layer Core. Составляет из 2 модулей.

1. Модуль VLBI представляет собой набор классов для расчета и анализа конфигураций РСДБ-наблюдений. Данный модуль не был изначально включен в `Uniorb` – он является примером того, как разработав всего один прикладной модуль, используя существующую функциональность `Uniorb`, можно решать широкий спектр прикладных задач.

Функции модуля:

- Расчет UV-заполнений и модуля базы с учетом видимости источника для РСДБ-наблюдений.
- Расчет видимости источников с РСДБ-кластера (в том числе с космическим сегментом).
- Планирование сеансов РСДБ-наблюдений.

2. Модуль Navis представляет собой набор классов для анализа движения КА.

Функции модуля:

- Расчет трасс КА на поверхности Земли и других небесных тел.
- Расчет сеансов связи станций слежения с КА.

4-Layer Reporting – слой экспорта данных

Слой вывода данных, состоящий из двух модулей. Через модули этого слоя осуществляется вывод рассчитанных табличных данных и эфемерид, как правило, в файлы. При необходимости возможно расширить вывод данных на удаленные сервера.

1. Модуль Reporter представляет собой набор классов для вывода табличных данных. Основная функция модуля – вывод рассчитанных данных в форматах CSV и OEM.

2. Модуль Plotter представляет собой набор классов для отображения графиков. Модуль находится в стадии разработки и пока что реализован в виде python-скриптов.

Входные данные

Для проведения расчётов в `Uniorb` используются следующие данные:

- Параметры вращения Земли.

- Данные космической погоды.
- Коэффициенты разложения гравитационного потенциала по шаровым функциям.
- Эфемериды в формате OEM [62].
- Эфемериды в формате BSP [9].
- Любые произвольные файлы в формате CSV.

Выходные данные

`Uniorb` позволяет экспортировать все рассчитанные табличные данные в виде CSV-таблиц и эфемериды в формате OEM [62]. За экспорт данных отвечает модуль `Reporter`.

Сторонние библиотеки

1. IAU SOFA – набор функций, рутин и алгоритмов, реализующие стандарты фундаментальной астрономии [13]. Предоставляется в виде решения с открытым исходным кодом, доступным для C++ и Fortran. В `Uniorb` используется 18-ый релиз IAU SOFA (2021 год).

Функции ПМО, которые частично или полностью реализованы с помощью IAU SOFA:

- Астрономические константы (FR-004).
- Работа с современными шкалами времени (FR-010).
- Работа с современными системами координат (FR-020).
- Расчет ориентации Земли (FR-021).
- Редукция положения источников (FR-030).

IAU SOFA удовлетворяет всем нефункциональным требованиям, предъявляемым к библиотекам ПМО:

- IAU SOFA не имеет зависимостей от архитектуры платформы и является кросс-платформенной библиотекой (NFR-030, NFR-031).

- IAU SOFA является стандартом в мировом обществе астрономов, широко используемым в научных расчетах (NFR-70).

Для автоматизации сборки исходный код IAU SOFA собирается в статическую библиотеку с помощью `smake` [63] (NFR-043). Все взаимодействие с библиотекой инкапсулировано в отдельном статическом классе-адаптере (NFR-071), поэтому при необходимости можно заменить ее, внося изменения только в класс-адаптер без доработок остального кода (см. 1. Модуль `Spacetime`).

2. NAIF SPICE Toolkit – это многофункциональная библиотека для проведения астрономических расчетов, разработанная в NAIF Caltech, NASA [9]. Предоставляется в виде решения с открытым исходным кодом, доступным для C++, Fortran, Matlab, Java (также есть неофициальные обертки для Python, Ruby и других языков программирования). В `Uniorb` используется версия SPICE N0067 (2022 год).

С помощью SPICE реализована работа с эфемеридами в формате BSP (FR-001). SPICE удовлетворяет нефункциональным требованиям (NFR-030, NFR-031, NFR-70), а сборка исходная кода в статическую библиотеку происходит с помощью `smake` (NFR-043).

В качестве альтернатив SPICE могут быть использованы:

- Библиотека `Calcerph`, разработанная в IMCCE⁵ [11].
- Утилита `libephaccess`, разработанная в ИПА РАН [12].

Несмотря на то, что SPICE является самым тяжеловесным решением, он также является и самым надежным. Первая версия SPICE была создана в 1982 году, и за это время библиотека использовалась в различных космических проектах, таких как Rosetta [64] и `VepiColombo` [65]. Все взаимодействие с библиотекой инкапсулировано в отдельном статическом классе-адаптере (NFR-071), поэтому при необходимости ее можно легко заменить на любое другое решение, в том числе и на отечественный `libephaccess`.

⁵ Institute for Celestial Mechanics and Computation of Ephemerides

3. NRLMSISE-00 – это набор функций [66] для расчета параметров атмосферы по эмпирической эталонной модели NRLMSISE-00 [67]. Для корректного расчета параметров атмосферы используются данные о космической погоде. Данная библиотека реализует требование (FR-054).

4. RADA27 – библиотека с численными методами интегрирования Эверхарта [68], адаптированным С. Тарасевичем под БЭСМ-6⁶. Данная библиотека закрывает требования по высокоточному интегрированию (FR-040, FR-042, FR-044).

5. rapidcsv – это заголовочная библиотека с открытым исходным кодом для работы с CSV-файлами [69].

Основные функции, которые реализованы с помощью rapidcsv:

- Импорт данных ПВЗ и космической погоды в форматах CSV (FR-081).
- Сохранение расчетов в формате CSV (FR-082).
- Импорт произвольных данных в формате CSV (FR-083).

Библиотека удовлетворяет всем нефункциональным требованиям к внешним зависимостям. Документация библиотеки находится непосредственно в GIT-репозитории.

⁶ Большая электронно-счётная машина.

1.2. Алгоритмы

1.2.1. Алгоритм Холмса

Для полностью нормированных коэффициентов Стокса гравитационный потенциал традиционно задается формулой:

$$V = \frac{GM}{r} \sum_{n=0}^N \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_e}{r}\right)^n [C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda] \bar{P}_{nm}(\sin \psi)$$

В методе Холмса для варианта с внешней суммой по m (рекурсия "по колонкам"), используется следующая формула [70]:

$$V = \frac{GM}{r} + \frac{GM}{r} \sum_{m=0}^M \left[\cos(m\lambda) \sum_{n=\mu}^N \left(\frac{a_e}{r}\right)^n C_{nm} \bar{P}_{nm}(\sin \psi) + \sin(m\lambda) \sum_{n=\mu}^N \left(\frac{a_e}{r}\right)^n S_{nm} \bar{P}_{nm}(\sin \psi) \right]$$

где

$$\mu = \max(2, m)$$

Далее $\bar{P}_{nm}(\sin \psi)$ обозначается просто как $\bar{P}_{nm}(\theta)$. Для расчета полностью нормированных присоединенных функций Лежандра (ПФЛ) и их производных используются рекуррентные формулы:

$$\bar{P}_{nm}(\theta) = a_{nm} t \bar{P}_{n-1,m}(\theta) - b_{nm} t \bar{P}_{n-2,m}(\theta), \forall n > m \quad (1.1)$$

$$\bar{P}_{nm}(\theta) = \sin \theta \sqrt{\frac{2m+1}{2m}} \bar{P}_{m-1,m-1}(\sin \psi), \forall n = m \quad (1.2)$$

$$\sin \theta \bar{P}'_{nm}(\theta) = -nt \bar{P}_{nm}(\theta) + f_{nm} \bar{P}_{n-1,m}(\theta), \forall n \geq m \quad (1.3)$$

где

$$\theta = 90^\circ - \psi, t = \cos \theta$$

$$a_{nm} = \sqrt{\frac{(2n-1)(2n+1)}{(n-m)(n+m)}}$$

$$b_{nm} = \sqrt{\frac{(2n+1)(n+m-1)(n-m-1)}{(n-m)(n+m)(2n-3)}}$$

$$f_{nm} = \sqrt{\frac{(2n+1)(n^2-m^2)}{(2n-1)}} = \frac{2n+1}{a_{nm}}$$

Также $\cos(m\lambda)$, $\sin(m\lambda)$ можно вычислять с помощью рекуррентных последовательностей:

$$\cos(m\lambda) = \cos((m-1)\lambda)\cos(\lambda) - \sin((m-1)\lambda)\sin(\lambda) \quad (1.4)$$

$$\sin(m\lambda) = \sin((m-1)\lambda)\cos(\lambda) + \cos((m-1)\lambda)\sin(\lambda) \quad (1.5)$$

Компоненты гравитационного потенциала V :

$$V_\lambda = \frac{\partial V}{\partial \lambda} = \frac{GM}{r} \sum_{m=0}^M m \left[\cos(m\lambda)\Lambda_{mC} + \sin(m\lambda)\Lambda_{mS} \right] \quad (1.6)$$

$$V_\theta = \frac{\partial V}{\partial \theta} = \frac{GM}{r} \sum_{m=0}^M m \left[\cos(m\lambda)\Theta_{mC} + \sin(m\lambda)\Theta_{mS} \right] \quad (1.7)$$

$$V_r = \frac{\partial V}{\partial r} = -\frac{GM}{r^2} \left(1 + \sum_{m=0}^M m \left[\cos(m\lambda)R_{mC} + \sin(m\lambda)R_{mS} \right] \right) \quad (1.8)$$

где

$$\Lambda_{mC} = \sum_{n=\mu}^N \left(\frac{a_e}{r}\right)^n C_{nm} \bar{P}_{nm}(\theta)$$

$$\Lambda_{mS} = \sum_{n=\mu}^N \left(\frac{a_e}{r}\right)^n S_{nm} \bar{P}_{nm}(\theta)$$

$$\Theta_{mC} = \sum_{n=\mu}^N \left(\frac{a_e}{r}\right)^n C_{nm} \bar{P}'_{nm}(\theta)$$

$$\Theta_{mS} = \sum_{n=\mu}^N \left(\frac{a_e}{r}\right)^n S_{nm} \bar{P}'_{nm}(\theta)$$

$$R_{mC} = \sum_{n=\mu}^N \left(\frac{a_e}{r}\right)^n (n+1) C_{nm} \bar{P}_{nm}(\theta)$$

$$R_{mS} = \sum_{n=\mu}^N \left(\frac{a_e}{r}\right)^n (n+1) S_{nm} \bar{P}_{nm}(\theta)$$

Наконец, сами компоненты ускорения рассчитываются как:

$$\ddot{x} = \sin \theta \cos \lambda V_r - \frac{t}{r} \cos \lambda V_\theta - \frac{\sin \lambda}{r \sin \theta} V_\lambda \quad (1.9)$$

$$\ddot{y} = \sin \theta \sin \lambda V_r - \frac{t}{r} \sin \lambda V_\theta + \frac{\cos \lambda}{r \sin \theta} V_\lambda \quad (1.10)$$

$$\ddot{z} = t V_r + \frac{\sin \theta}{r} V_\theta \quad (1.11)$$

Отличительной особенностью метода Холмса является инициализация рекуррентной последовательности ПФЛ с $n = m$, то есть по формуле (1.2). Поэтому метод Холмса в отличие от ряда других известных методов [71], [72] не имеет вычислительных недостатков, связанных с ограничением типа IEEE double при вычислении ПФЛ высоких порядков $m > 2700$. Например, в методе Беликова для $\psi = 89^\circ$ и $M = 2700$ нормированное значение $\bar{P}_{mm}(\sin \psi) \sim 10^{-4747}$, что значительно превышает точность IEEE double⁷.

Также этот метод показал отличные результаты при расчете приполярных значений потенциала – вплоть до $\pm 89.999999^\circ$ по широте никаких вычислитель-

⁷ Более подробно о влиянии количества гармоник на точность расчетов, связанных с ограничением IEEE double, написано в оригинальной работе [70]

ных проблем не наблюдается [73], несмотря на то, что разложение гравитационного потенциала по сферическим функциям имеет особенность в полюсах.

Таким образом, метод Холмса является одним из предпочтительных методов для работы с современными моделями гравитационного поля, которые могут включать в себя гармоники вплоть до 2190 порядка [74].

1.2.2. Многопоточный алгоритм Холмса

Алгоритм Холмса можно сделать многопоточным за счет разделения сумм в формулах V_λ (1.6), V_θ (1.7), V_r (1.8) на частичные суммы. В этом случае каждая частичная сумма считается в отдельном потоке. Многопоточный алгоритм Холмса кратно уменьшает время расчетов и увеличивает утилизацию вычислительных ресурсов, по сравнению с исходным однопоточным вариантом (см. [Результаты тестирования](#)).

Схематичное изображение алгоритма на Рис. 1.2:

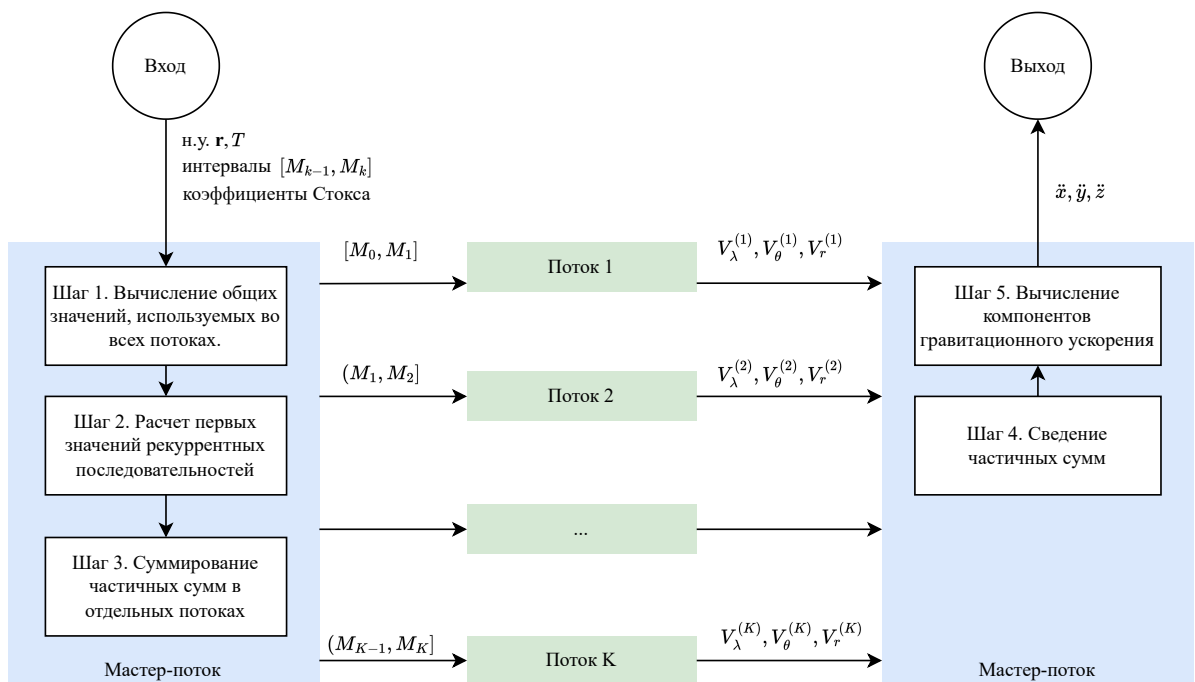


Рис. 1.2. Многопоточный алгоритм Холмса.

Пусть заданы максимальные порядок N и степень M , а также число потоков K . Требуется вычислить компоненты гравитационного ускорения (1.9) для

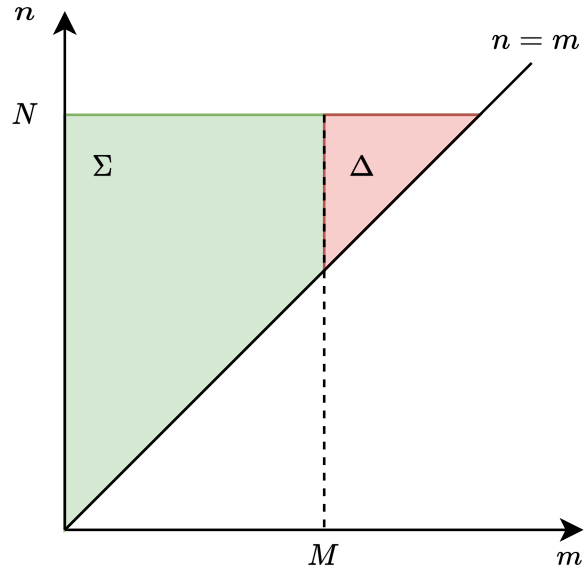


Рис. 1.3. Количество слагаемых в частичных суммах.

радиус-вектора \mathbf{r} на эпоху T .

Перед вычислением гравитационного ускорения в несколько потоков, необходимо определить оптимальные размеры частичных сумм, чтобы в каждой из них было примерно равное число слагаемых.

Подготовительный расчет. Оптимальные интервалы частичных сумм.

Суммарное число слагаемых в каждой сумме можно посчитать с помощью арифметической прогрессии (Рис. 1.3):

$$\Sigma' = \frac{(N+1)(N+2)}{2}$$

В общем случае $N \neq M$, поэтому необходимо вычесть Δ слагаемых из Σ' :

$$\Delta = \frac{(N-M)(N-M+1)}{2}$$

$$\Sigma = \Sigma' - \Delta = \frac{M+2(N+2+2NM-M^2)}{2}$$

Тогда оптимальное число слагаемых в частичных суммах можно посчитать как $\Sigma_{opt} = \Sigma/K$.

Сами значения M_k , определяющие границы каждой частично суммы, можно посчитать перебором по $m = \overline{0, M}$, суммируя количество слагаемых Σ_k для

каждого m до тех пор, пока $\Sigma_k < \Sigma_{opt}$. Как только $\Sigma_k \geq \Sigma_{opt}$, отмечается граница частичной суммы M_k и осуществляется переход к следующему интервалу. В итоге получается набор из K интервалов:

$$[M_0 = 0, M_1], (M_1, M_2], \dots, (M_{K-1}, M_K = M]$$

Понятно, что в каждой частичной сумме число слагаемых может незначительно отличаться от Σ_k , но это практически не влияет на расчеты. Например, для полной модели EGM2008 с 2190 гармониками и $K = 4$ в каждой частичной сумме получается порядка 600k слагаемых.

После определения интервалов частичных сумм можно приступать непосредственно к расчету гравитационного ускорения.

Шаг 1. Вычисление общих значений, используемых во всех потоках.

Ряд $\left(\frac{a_e}{r}\right)^n$ по $n = \overline{0, N}$ и значения $\theta, t = \cos \theta, \sin \theta, \cos \lambda, \sin \lambda$ используются в расчетах всех частичных сумм, поэтому необходимо рассчитать их предварительно до разделения вычислений в несколько потоков.

Шаг 2. Расчет первых значений рекуррентных последовательностей.

Также необходимо рассчитать весь ряд $\bar{P}_{mm}(\theta)$ по $m = \overline{0, M}$, чтобы при расчете k – ой частичной суммы не рассчитывать рекуррентно $\bar{P}_{k_1, k_1}(\theta)$.

При подсчете каждой частичной суммы также потребуются $\cos((k-1)\lambda)$, $\sin((k-1)\lambda)$ (1.4) для старта рекурсии.

Шаг 3. Суммирование частичных сумм в отдельных потоках.

Формулы для расчета частичных сумм для k – ого интервала M_{k-1}, M_k :

$$V_\lambda^{(k)} = \sum_{m=M_{k-1}}^{M_k} m \left[\cos(m\lambda)\Lambda_{mC} + \sin(m\lambda)\Lambda_{mS} \right] \quad (1.12)$$

$$V_\theta^{(k)} = \sum_{m=M_{k-1}}^{M_k} m \left[\cos(m\lambda)\Theta_{mC} + \sin(m\lambda)\Theta_{mS} \right] \quad (1.13)$$

$$V_r^{(k)} = \sum_{m=M_{k-1}}^{M_k} m \left[\cos(m\lambda)R_{mC} + \sin(m\lambda)R_{mS} \right] \quad (1.14)$$

Шаг 4. Сведение частичных сумм.

Когда все потоки расчета частичных сумм завершили работу, необходимо посчитать финальные значения компонентов гравитационного ускорения:

$$V_\lambda = \frac{GM}{r} \sum_{k=1}^K V_\lambda^{(k)} \quad (1.15)$$

$$V_\theta = \frac{GM}{r} \sum_{k=1}^K V_\theta^{(k)} \quad (1.16)$$

$$V_r = -\frac{GM}{r^2} \left(1 + \sum_{k=1}^K V_r^{(k)} \right) \quad (1.17)$$

Шаг 5. Вычисление компонентов гравитационного ускорения.

Итоговые значения \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} рассчитываются по формулам (1.9).

1.2.3. Вычисление элементов Кеплера

Общая теория по пересчету элементов Кеплера в вектор состояния в декартовой системе координат описана в [1], однако методы простых итераций и Денби для решения уравнения Кеплера расходятся при эксцентриситете больше 1. В `Uniorb` реализованы алгоритмы для всех сингулярных случаев, включая прямолинейное движение, а уравнение Кеплера решается методом Лаггера и сходится за несколько итераций [75].

1.2.4. Численное интегрирование

В работе [76] проведен масштабный анализ численных методов интегрирования в контексте задач небесной механики. Рассматривались одношаговые методы Принса-Дормана 5-го [77] и 8-го порядков [78], Рунге-Кутты-Фехельберга 7-го порядка [79], Рунге-Кутты 12-го порядка [80] и многошаговые методы Адамса-Бэшфорта-Мультона 8-го и 12-го порядков, Штермера 14-го порядка, Штермера-Коуэлла 14-го порядка [2] и ряд других методов. Лучшие результаты

для большинства конфигураций орбит показали методы Штермера и Штермера-Козулла. Сегодня одним из лучших методов интегрирования в небесной механике считается метод Эверхарта [1, 68, 81]. В работе [82] был проведен сравнительный анализ с другими методами Рунге-Кутты, Адамса-Бэшфорта-Мульттона, Штермера и показано, что метод Эверхарта по точности превосходит даже многошаговые методы 15-го порядка точности, но при этом затрачивает больше вычислительных ресурсов вплоть до $\times 10$ для отдельных случаев.

В `Uniorb` по умолчанию реализовано три метода интегрирования, подробное описание которых можно найти в [1], а также интерфейс для создания пользовательских методов интегрирования:

1. Метод Рунге-Кутты 4-го порядка с фиксированным шагом интегрирования [83].
2. Метод Рунге-Кутты 3-4-го порядка точности с адаптивным шагом интегрирования [84].
3. Метод Эверхарта со степенями аппроксимирующих полиномов 7, 11, 15, 19, 23 и 27, а также возможностью выбора фиксированного или адаптивного шага [68].

Для метода Рунге-Кутты 3-4-го порядка доступны две стратегии выбора оптимального шага интегрирования.

Пусть размерность вектора состояние n , заданы векторы относительной и абсолютной погрешности на шаге интегрирования \mathbf{A} и \mathbf{R} соответственно. Пусть также имеется два решения исходного ОДУ уравнения на k -ом шаге интегрирования \mathbf{y} и \mathbf{z} , полученных методами 3 и 4 порядка соответственно.

Рассчитывается вектор \mathbf{s} , компоненты которого определяются $\mathbf{s}_i = \mathbf{A}_i + \mathbf{R}_i \cdot \max(|\mathbf{y}_i|, |\mathbf{z}_i|)$, и сама ошибка:

$$err = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left(\frac{\mathbf{y}_i - \mathbf{z}_i}{\mathbf{s}_i} \right)^2} \text{ — для стратегии RSS-Step,}$$

$$err = \max \left(\frac{\mathbf{y}_i - \mathbf{z}_i}{\mathbf{s}_i} \right) \text{ — для стратегии Largest-Step.}$$

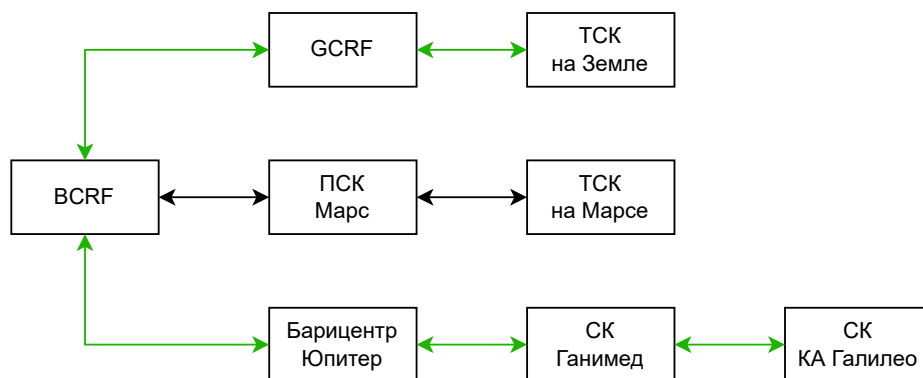


Рис. 1.4. Пример схемы графа преобразований систем координат в `Uniorb`.

Новый шаг определяется по формуле Холла [3]:

$$h_{new} = 0.9 \cdot * (1/err)^{1/4}$$

Если $err < 1$, то переходим к $k + 1$ -ому шагу, иначе пересчитываем k -ый шаг, но с новым значением h_{new} , пока $err \geq 1$, либо не превышено максимальное число попыток подбора шага для достижения нужной точности. На практике еще ограничивают сам шаг h_{new} максимальным и минимальным значениями.

Что касается подбора шага в методе Эверхарта, то он определяется последним членом исправляющего уравнения, о чем подробно написано в [3, 68, 81].

1.2.5. Поиск пути преобразования

Преобразования шкал времени и систем координат (СК) в `Uniorb` построены на графах. Общая архитектура решения:

1. Шкала времени / СК представляет из себя вершину графа.
2. Преобразование от одной шкалы времени / СК к другой представляет из себя ребро графа.

Например, пусть задана некоторая топоцентрическая СК (ТСК) на Земле (Рис. 1.4) и СК, связанная с КА Галилео, исследующим окрестности спутника Юпитера Ганимед. Необходимо определить координаты некоторого объекта в ТСК на Земле по известным координатам в СК КА Галилео. Для этого требуется задать следующие преобразования:

1. СК КА "Галилео" → СК Ганимед (начало – барицентр Ганимеда, ориентация ICRF).
2. СК Ганимед → Барицентр Юпитера (начало – барицентр системы Юпитера, ориентация ICRF).
3. Барицентр Юпитера → BCRF.
4. BCRF → GCRF.
5. GCRF → ТСК на Земле.

`Uniorb` автоматически находит преобразование – путь в графе – с помощью алгоритма поиска в ширину [85]. Пользователю необходимо определить преобразования между последовательными звеньями, т.е. определить вершины графа, а все возможные пути будут найдены автоматически. Например, пусть в графе уже заданы преобразования:

1. BCRF ↔ ПСК Марс (начало – барицентр Марса, ориентация – ICRF).
2. ПСК Марс ↔ ТСК на Марсе.

Добавив преобразования из примера выше, будут также определены преобразования между СК КА Галилео и ТСК на Марсе⁸.

Найденные пути преобразования сохраняются в кэш для дальнейшего переиспользования. При добавлении новых шкал времени / систем координат кэш сбрасывается, так как могут быть найдены более оптимальные пути с точки зрения количества преобразований.

Таким образом, алгоритм поиска пути преобразований получает на вход:

1. Исходную шкалу времени / систему координат (Entity 1).
2. Целевую шкалу времени / систему координат (Entity 2).
3. Эпоху преобразования (для преобразований систем координат).

Последовательность операций:

1. Рассчитывается хэш для пары (Entity 1, Entity 2).
2. По рассчитанному хэшу ищется путь преобразования в кэше:
 - Если путь найден – переход к шагу 3.

⁸ В коде это выглядит лаконично как `vector.convert(galileo_frame, mars_station, epoch)`

- Если путь не найден – определение пути поиском в ширину с сохранением в кэш.

3. Последовательно выполняются преобразования по ребрам графа вдоль найденного пути и возврат полученного значения.

Подход, основанный на графах, удобен для использования и эффективен с точки зрения вычислений:

- Можно добавить абсолютно любые преобразования, которые автоматически интегрируются в остальную архитектуру. Например, можно добавить даже шкалу времени конкретного КА по заданным табличным расчетам.
- Есть возможность определять цепочки сложных преобразований через известные промежуточные звенья.
- Скорость расчетов не снижается по сравнению с явным определением каждого преобразования в коде за счет кэширования (см. [Результаты тестирования](#)), однако скорость разработки значительно увеличивается за счет снижения объема кода и общей логики расчетов.

По умолчанию `Uniorb` определены все стандартные шкалы времени и ряд наиболее востребованных систем координат.

1.2.6. Преобразование систем координат

Преобразование координат при переходе от одной системы координат (СК) к другой без учета релятивистских эффектов можно выполнить по формуле:

$$\mathbf{r}_2 = \sigma(\Delta + M\mathbf{r}_1) \quad (1.18)$$

где

\mathbf{r}_1 — положение в СК 1,

\mathbf{r}_2 — положение в СК 2,

M — матрица поворота от СК 1 к СК 2,

Δ — координаты начала отсчета СК 1 в СК 2,

σ — отношение длин единичных отрезков СК 1 и СК 2.

Не ограничивая общности, далее положим $\sigma = 1$. Взяв производную по времени от (1.18), можно получить формулу для преобразования скоростей:

$$\dot{\mathbf{r}}_2 = \dot{\Delta} + \dot{M}\mathbf{r}_1 + M\dot{\mathbf{r}}_1$$

В итоге получится выражения для преобразование вектора состояния:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_2 \\ \dot{\mathbf{r}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta \\ \dot{\Delta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M & 0 \\ \dot{M} & M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{r}_1 \\ \dot{\mathbf{r}}_1 \end{bmatrix}$$

Которое удобнее записать в виде:

$$\mathbf{s}_2 = \mathbf{d} + A\mathbf{s}_1 \quad (1.19)$$

где

$$\mathbf{s}_2 = [\mathbf{r}_2, \dot{\mathbf{r}}_2]^T, \quad \mathbf{d} = [\Delta, \dot{\Delta}]^T, \quad A = \begin{bmatrix} M & 0 \\ \dot{M} & M \end{bmatrix}, \quad \mathbf{s}_1 = [\mathbf{r}_1, \dot{\mathbf{r}}_1]^T$$

Так как матрицы поворота ортогональны и $\dot{M}^T = -M^T\dot{M}M^T$, обратное преобразование от СК 2 к СК 1:

$$\mathbf{s}_1 = \begin{bmatrix} M^T & 0 \\ \dot{M}^T & M^T \end{bmatrix} (\mathbf{s}_2 - \mathbf{d}) = A^{-1}(\mathbf{s}_2 - \mathbf{d}) \quad (1.20)$$

`Uniorb` позволяет вводить произвольные алгоритмы преобразования от одной системы координат к другой, в том числе по формулам СТО, за счет специализации класса `frame_converter`.

Также в `Uniorb` реализованы алгоритмы преобразования типов координат (прямоугольные, цилиндрические, сферические) с учетом особенностей в начале системы координат, то есть ПМО корректно рассчитывает сингулярные случаи, такие как движение из начала системы координат.

1.2.7. Планетоцентрическая система координат

Планетоцентрическая система координат (ПСК) определена согласно модели IAU 2015 [86] для небесных тел солнечной системы, включая само Солнце. ПСК неразрывно связана с фигурой небесного тела.

Ориентация небесного тела определяется координатами его полюса α, δ в ICRF на эпоху $JD = 2451545.0$ TT и углом собственного вращения W , задающим положение нулевого меридиана. Удобнее всего определять ПСК относительно GCRF и BCRF, поэтому определим ее в отношении к GCRF.

Планетоцентрические в GCRF.

Вектор состояния \mathbf{s}_G в GCRF можно вычислить по заданному планетоцентрическому вектору состояния \mathbf{s}_P по общей формуле (1.19), где:

\mathbf{d} – вектор состояния начала ПСК в GCRF,

$M = R_3(-90 + \alpha)R_1(-90 + \delta)R_3(-W)$ – матрица поворота от ПСК к ICRF,

$\dot{M} = -\dot{W}R_3(-90 + \alpha)R_1(-90 + \delta)\dot{R}_3(-W)$ – производная M .

\dot{M} может состоять из нескольких слагаемых, так как α и δ в общем случае зависят от времени, но так как собственное вращение гораздо быстрее движения полюса, для прикладных расчетов можно оставить только слагаемое с \dot{W} без потери точности.

GCRF в планетоцентрические.

Вектор состояния \mathbf{s}_P в ПСК можно вычислить по заданному вектору со-

стояния \mathbf{s}_G в GCRF по общей формуле (1.20), где:

\mathbf{d} – вектор состояния начала ПСК в GCRF,

$M^T = R_3(W)R_1(90 - \delta)R_3(90 - \alpha)$ – матрица поворота от ICRF к ПСК,

$\dot{M}^T = \dot{W}\dot{R}_3(W)R_1(90 - \delta)R_3(90 - \alpha)$ – производная M .

В \dot{M}^T остается только слагаемое с собственным вращением аналогично \dot{M} .

1.2.8. Геодезическая система координат

Геоцентрические в геодезические.

Существует множество различных алгоритмов для расчета геодезических координат. В `Uniorb` используется алгоритм Боуринга [87], который позволяет достичь высокой точности определения геодезической высоты и широты за 1-2 итерации для большинства случаев [88].

Пусть h – геодезическая высота, ϕ – геодезическая широта, λ – геодезическая долгота. Необходимо их определить по заданным x, y, z .

Долгота определяется однозначно $\lambda = \arctan(y/x)$. Для определения широты и высоты необходим итеративный подход. Первое приближение широты рассчитывается как:

$$\phi_{(0)} = \arctan \left[\frac{z}{(1 - e^2)p} \right]$$

где $p = \sqrt{x^2 + y^2}$ и $e^2 = 2f - f^2$ (первый эксцентриситет).

В последующих итерациях делается уточнение:

$$N_{(i)} = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \phi_{(i-1)}}},$$

$$h_{(i)} = \frac{p}{\cos \phi_{(i-1)}} - N_{(i)},$$

$$\phi_{(i)} = \arctan \left[\frac{z}{\left(1 - e^2 \frac{N_{(i)}}{N_{(i)} + h_{(i)}}\right) p} \right]$$

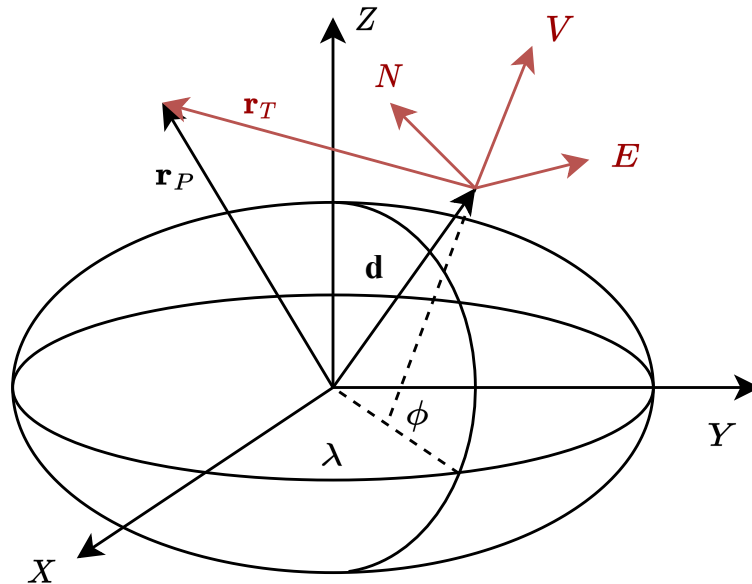


Рис. 1.5. Топоцентрическая система координат.

где N – радиус кривизны первого вертикала. При численном расчете необходимо отдельно учитывать случай, когда $X = Y = 0$,

Геодезические в геоцентрические.

Обратный переход тривиальный и определяется по формулам:

$$\begin{aligned} x &= (N + h) \cos \varphi \cos \lambda \\ y &= (N + h) \cos \varphi \sin \lambda \\ z &= ((1 - e^2)N + h) \sin \varphi \end{aligned}$$

1.2.9. Топоцентрическая система координат

Пусть задана планетоцентрическая прямоугольная СК XYZ. Пусть также задано положение центра топоцентрической СК (ТСК) в этой системе координат $\mathbf{d} = [X, Y, Z]$.

Топоцентрическая СК ENV в `Uniorb` определена так:

- ось E направлена на восток;
- ось N направлена на север;
- ось V направлена вдоль геодезической вертикали.

Если центр топоцентрической СК лежит на оси Z , тогда ось E лежит в плоскости нулевого меридиана и перпендикулярно оси Z .

Планетоцентрические в топоцентрические.

Вектор состояния \mathbf{s}_T в ENV можно вычислить по заданному планетоцентрическому вектору состояния \mathbf{s}_P по общей формуле (1.19), где:

\mathbf{d} – вектор состояния начала ТСК в ПСК,

$M = R_3(-90 - \lambda)R_1(-90 + \phi)$ – матрица поворота от ТСК к ПСК,

$\dot{M} = \dot{\phi}R_3(-90 - \lambda)\dot{R}_1(\phi - 90) - \dot{\lambda}\dot{R}_3(-90 - \lambda)R_1(\phi - 90)$ – производная M .

где λ – долгота центра ТСК, ϕ – геодезическая широта ТСК.

Планетоцентрические в топоцентрические.

Вектор состояния \mathbf{s}_P в ПСК можно вычислить по заданному топоцентрическому вектору состояния \mathbf{s}_T по общей формуле (1.20), где:

\mathbf{d} – вектор состояния начала ТСК в ПСК,

$M = R_1(90 - \phi)R_3(90 + \lambda)$ – матрица поворота от ТСК к ПСК,

$\dot{M} = \dot{\lambda}R_1(90 - \phi)\dot{R}_3(90 + \lambda) - \dot{\phi}\dot{R}_1(90 - \phi)R_3(90 + \lambda)$ – производная M .

`Uniorb` включает в себя дочерние классы `frame_converter`, определяющие неподвижные ТСК относительно ПСК. Их легко обобщить при необходимости на случай подвижной ТСК согласно формулам выше.

1.2.10. Редукция положения источника

Цепочка астрометрических преобразований описана в [89], с указанием какие функции [1. IAU SOFA](#) на каких этапах используются. Алгоритмы преобразований с подробным описание формул есть в [90].

В `Uniorb` реализованы следующие варианты редукции положения источника:

1. BCRF \leftrightarrow GCRF – учитываются годовые параллакс и абберация, а также отклонение света в поле тяготения Солнца (используется функция IAU SOFA APCS).
2. BCRF \leftrightarrow Топоцентрические – учитываются суточные параллакс и абберация (используется функция IAU SOFA APIO), опционально можно применить поправки за рефракцию для получения наблюдаемых координат источников по формуле Лапласа [91]. Для расчета рефракция необходимо указать параметры погоды и длину волны, на которой проводятся наблюдения.

1.2.11. Эффект Доплера

В радиоастрономии эффект Доплера в нерелятивистском случае выражается с помощью формулы [52]:

$$U_{obs}^{src} = -\frac{(\nu - \nu_0) * c}{\nu_0} \quad (1.21)$$

где

U_{obs}^{src} – радиальная компонента скорости источника относительно наблюдателя,

ν_0 – несмещенная, лабораторная частота спектральной линии,

ν – смещенная, наблюдаемая частота спекатральной линии,

c – скорость света в вакууме.

Здесь и далее все скорости задаются относительно BCRF. Традиционно все расчеты приводятся на относительно локального стандарта покоя (ЛСП). В `Uniorb` используются следующее направление движения барицентра Солнечной системы (БСС) относительно ЛСП: $\alpha = +18^h$, $\delta = +30^\circ$ в экваториальной системе координат на эпоху B1900 (кинематическое определение) [92].

С другой стороны значение U_{obs}^{src} можно рассчитать по формуле:

$$U_{obs}^{src} = \mathbf{V}_{obs}^{src} \cdot \mathbf{n} = (\mathbf{V}_{ssb}^{src} - \mathbf{V}_{ssb}^{obs}) \cdot \mathbf{n} = (\mathbf{V}_{lsr}^{src} - \mathbf{V}_{lsr}^{obs}) \cdot \mathbf{n} = U_{lsr}^{src} - \mathbf{V}_{lsr}^{obs} \cdot \mathbf{n} \quad (1.22)$$

где

\mathbf{V}_{obs}^{src} — вектор скорости источника относительно наблюдателя,

\mathbf{n} — единичный вектор направления от наблюдателя к источнику,

\mathbf{V}_{ssb}^{src} — скорость источника относительно БСС,

\mathbf{V}_{ssb}^{obs} — скорость наблюдателя относительно БСС,

\mathbf{V}_{lsr}^{src} — скорость источника относительно ЛСП,

\mathbf{V}_{lsr}^{obs} — скорость наблюдателя относительно ЛСП,

U_{lsr}^{src} — радиальная компонента скорости источника относительно ЛСП.

Вектор единичного направления на источник \mathbf{n} рассчитывается из данных каталога, при этом учитывается только годовая абберрация. Ошибка, которая получается из-за пренебрежения остальными эффектами намного меньше, чем ошибка определения ЛСП [52]. Что касается вековой абберрация (связанной с движением БСС), то она имеет постоянную величину и в расчетах не учитывается [90].

Скорость наблюдателя относительно ЛСП состоит из нескольких компонент:

$$\mathbf{V}_{lsr}^{obs} = \mathbf{V}_{ssb}^{obs} + \mathbf{V}_{lsr}^{ssb} = \mathbf{V}_{gc}^{obs} + \mathbf{V}_{ssb}^{gc} + \mathbf{V}_{lsr}^{ssb} \quad (1.23)$$

где

\mathbf{V}_{gc}^{obs} — скорость наблюдателя относительно геоцентра,

\mathbf{V}_{ssb}^{gc} — скорость геоцентра относительно БСС,

\mathbf{V}_{lsr}^{ssb} — скорость БСС относительно ЛСП.

В качестве наблюдателя \mathbf{V}_{gc}^{obs} может быть как наземная станция, так и космический телескоп. \mathbf{V}_{ssb}^{gc} рассчитывается согласно выбранным в ПМО эфемеридам, а скорость БСС относительно ЛСП является фиксированным на эпоху J2000 вектором с компонентами:

$$\mathbf{V}_{lsr}^{ssb} = \{0.289958364187889, -17.3172660702676, 10.0014109003979\} \text{ в км/с.}$$

В общем случае задачу расчета эффекта Допплера можно разделить на прямую и обратную.

Прямая задача. По известной частоте спектральной линии ν_0 и каталожному значению U_{lsr}^{src} рассчитать наблюдаемую частоту ν .

1. \mathbf{V}_{lsr}^{obs} и \mathbf{n} рассчитываются по эфемеридам и каталожным значениям.
2. U_{lsr}^{src} берется из каталога, вычисляется U_{obs}^{src} (1.22).
3. Рассчитывается ν (1.21).

При известных скоростях источника и наблюдателя относительно БСС можно сразу рассчитать U_{obs}^{src} (1.22).

Обратная задача. По известным частотам спектральной линии ν_0 и ν определить радиальную компоненту скорости источника относительно ЛСП U_{lsr}^{src} .

1. \mathbf{V}_{lsr}^{obs} и \mathbf{n} рассчитываются по эфемеридам и каталожным значениям.
2. Рассчитывается U_{obs}^{src} (1.21).
3. Вычисляется U_{lsr}^{src} (1.22).

1.2.12. Проекция Мольвейде

Проекция Мольвейде – это равновеликая эллиптическая псевдоцилиндрическая проекция с полюсами в виде точек [93]. Данный вид проекции особенно удобен для прикладных задач астрономии (Рис. 2.8).

Основные формулы для расчета проекции географической точки с широтой ϕ и долготой λ :

$$\begin{aligned} x &= \lambda \cos a, \\ y &= \pi/2 \sin a, \\ 2a + \sin 2a &= \pi \sin \phi \end{aligned}$$

Уравнение для параметра a хорошо решается методом Ньютона:

$$a_{i+1} = a_i - \frac{2a_i - \pi \sin \phi + \sin 2a_i}{2(1 + \cos 2a_i)} \quad (1.24)$$

А быструю сходимость дает начальное значение:

$$a_0 = 0.00328657656088485\phi^5 - 0.0168725544421449\phi^3 + 0.801975146733021\phi \quad (1.25)$$

При таком начальном приближении среднее по широте число итераций равно 4, а максимальное – 29 в полюсах, и резко падает до 9 при уменьшении широты на 1° . Поэтому в полюсах лучше сразу брать значение $a = \phi$.

Если в качестве начального приближения брать просто $a_0 = \phi$, то среднее число итераций равно 6. Для неточных расчетов можно использовать полиномиальное значение a_0 , вычисленное на основе формулы (1.25), т.е. без итераций. При этом максимальное отклонение от истинного значения параметра a не превышает 3° , а среднее по широте отклонение – 0.2° . Для визуализации данных на небольших проекциях лучше пользоваться приближенной полиномиальной зависимостью, так как отклонения в 3° практически не заметны и появляются только в приполярных областях.

1.3. Тестирование

1.3.1. Автоматизация тестирования

Согласно исходным требованиям, основная функциональность ПМО должна быть протестирована (NFR-021) и покрыта автотестами (NFR-022).

Для тестирования `Uniorb` реализована отдельное автономное ПО без использования внешних зависимостей. Основная причина такого решения – неудобство интеграции крупных фреймворков для проведения автотестов и специфика тестирования наукоемкого ПО, которая требует индивидуального подхода в ряде случаев. ПО для тестирования, так же как `Uniorb`, собирается с помощью `cmake` (NFR-043).

Данное ПО позволяет проводить как полномасштабное регрессионное тестирование `Uniorb`, так и частичную проверку функциональности при внесе-

нии каких-либо изменений (NFR-024). Все тесты делятся на юнит-тесты (unit-тесты), проверяющие корректность работы отдельных функций, и тесты производительности (perf-тесты).

ПО для тестирования имеет относительно простую архитектуру и включает в себя следующие компоненты (Рис. 1.6):

- `test` – набор функций, каждая из которых запускает unit-тесты или perf-тесты всех классов и функций одного модуля с помощью `test_machine`. Именно функции `test` вызываются в `main`.
- `test_machine` – класс, который содержит в себе набор `test_set`, запускает их в определенной последовательности, подсчитывают статистику успешных тестов и выводит результаты согласно настройкам `test_settings`.
- `test_set` – абстрактный класс, определяющий набор тестов и интерфейсы для их запуска и получения результатов тестирования `test_result`.
- `test_result` – класс, в котором хранятся результаты тестирования (идентификатор теста, текстовое описание, ожидаемый результат, полученный результат).
- `unit_test_set` – класс с набором unit-тестов. Для каждого класса `Uniorb` заведен отдельный наследник от этого класса, в котором содержатся все unit-тесты класса `Uniorb`.
- `perf_test_set` – класс с набором perf-тестов. Для каждого класса `Uniorb` заведен отдельный наследник от этого класса, в котором содержатся все perf-тесты класса `Uniorb`.
- `test_settings` – статический класс с настройками тестирования (путь к директории с тестовыми данными, необходимость вывода результатов тестирования в отдельные файлы и т.д.).
- `test_data_generator` – статический класс, генерирующий тестовые данные для остальных классов.

Таким образом:

- При добавлении нового модуля необходимо создать для него функции в

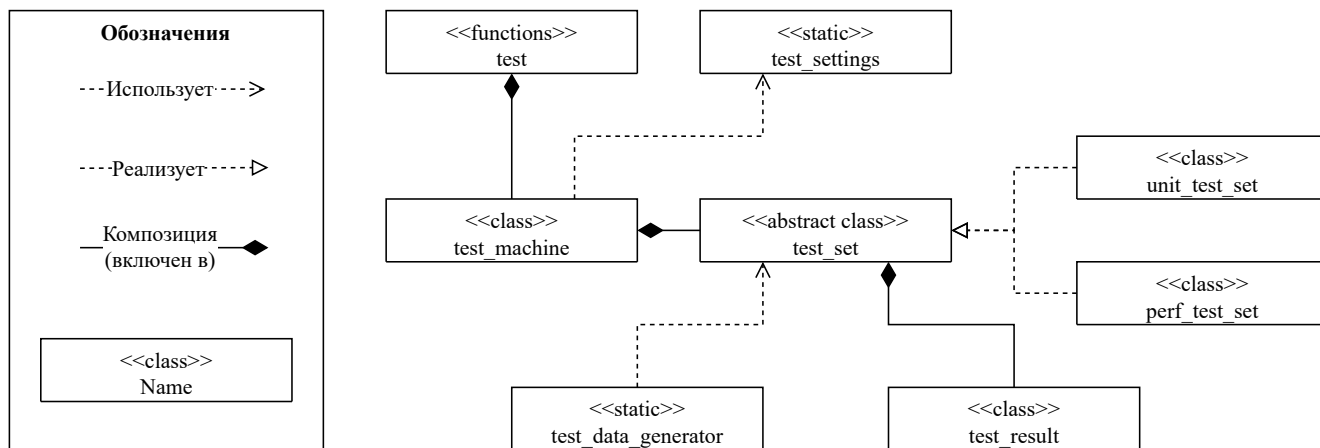


Рис. 1.6. Архитектура тестирования Uniorb.

test и экземпляры test_machine, в которые будут добавляться unit-тесты и perf-тесты для классов этого модуля.

- При добавлении нового класса необходимо создать для него классы-наследники от unit_test_set и perf_test_set для unit-тестов и perf-тестов соответственно и добавить их в test_machine модуля, содержащего новый класс.

1.3.2. Параметры тестовой среды

Все тестирования проводились на ноутбуке Lenovo ThinkPad X1 Carbon 5th Signature Edition (Таб. 1.1). Важно отметить, что данный ноутбук не предназначен для тяжелых расчетов и работает на энергоэффективном процессоре.

Во время тестирования была запущена только программа тестирования – все необязательные фоновые процессы и другие программы были приостановлены; ноутбук был подключен к электрической сети и работал в режиме "Производительность".

1.3.3. Результаты тестирования

В Uniorb написано более 120 тестов, которые проверяют корректность всех функциональных расчетов, и порядка 10 тестов, которые проверяют произво-

Процессор	Intel(R) Core(TM) i5-7200U CPU 2.50GHz
Оперативная память	8 ГБ
Тип системы	64-разрядная ОС, процессор x64
ОС	Windows 10 Home

Таблица 1.1. Характеристики ноутбука, на котором проводилось тестирование.

длительность основных сценариев. Все результаты и подробное описание тестов, включая ожидаемые и полученные значения, выводятся в отдельный файл / консоль, с суммарным подсчетом успешных и неуспешных проверок (для всех релизов, естественно, все тесты успешные).

Ниже приведены примеры некоторых результатов тестирования.

Сравнение с GMAT и SpaceGRAV.

Для тестирования использовалась модель ГПЗ EGM96[94], 300 гармоник, метод Рунге-Кутты 4-го порядка с фиксированным шагом 1 секунда, 86400 секунд интегрирования.

Исходный вектор состояния в GCRF:

- $T_0 = 2000-01-01\ 00:00:00\ \text{UTC}$,
- $X = +6.608251891100007e+06\ \text{м}$,
- $Y = -4.015245461823316e-12\ \text{м}$,
- $Z = -1.617929531669282e-09\ \text{м}$,
- $V_x = +1.906092534887337e-12\ \text{м/с}$,
- $V_y = +1.493204991259953e+02\ \text{м/с}$,
- $V_z = +7.776712025474289e+03\ \text{м/с}$,

В GMAT и SpaceGRAV⁹ используется метод Каннингема [72], в то время как в `Uniorb` – метод Холмса [70].

По результатам тестирования видно, что `Uniorb` является лидером по скорости расчета (Таб. 1.2). Важно отметить, что в GMAT доступен только одно-

⁹ ПМО для моделирования движения КА, разработанное сотрудниками ГАИШ и ЦНИИМАШ.

	GMAT	Uniorb	SpaceGRAV
1 поток	400 с	430 с	430 с
2 потока	–	230 с	412 с
4 потока	–	231 с	261 с

Таблица 1.2. Сравнение скорости интегрирования.

	GMAT	Uniorb	SpaceGRAV
X	+5313844.701319090	+5313844.290113488	+5313844.29009241
Y	+60096.18801583841	+60096.20763285609	+60096.2069759184
Z	+3933569.808733812	+3933570.368500168	+3933570.36853342
V _x	-4616.593620575211	-4616.594266809949	-4616.59426683748
V _y	+133.4750788384800	+133.4749726263560	+133.474973202278
V _z	+6248.385052710960	+6248.384562042753	+6248.38456201505

Таблица 1.3. Сравнение точности интегрирования GMAT, Uniorb, SpaceGRAV: координаты вектора-состояния в системе GCRF на конечный момент интегрирования в м и м/с.

поточный режим, при этом ПВЗ рассчитаны заранее, а не вычисляются динамически, поэтому в однопоточном режиме GMAT немного быстрее двух других ПМО. Что касается точности расчетов, то в GMAT используется более старая модель вращения Земли и более грубая аппроксимация, поэтому по точности немного уступает Uniorb и ПМО, разработанном в ЦНИИМАШ (Таб. 1.3).

Сравнение с ИПМ им. Келдыша

Для тестирования использовалась модель ГПЗ EGM96, 72 гармоники, а также учитывались возмущения со стороны Солнца и Луны (точечные) согласно эфемеридам DE430/DE431 [95]. В качестве метода интегрирования в Uniorb использовался метод Эверхарта 15-го порядка.

Исходный вектор состояния в GCRF:

- $T_0 = 2025-01-01\ 12:00:00\ \text{UTC}$,

	ИПМ	Uniorb	Uniorb – ИПМ
X	+9.29187193882e+07	+9.291872314734262e+07	+3.75914262
Y	-9.02077164533e+07	-9.020771611846201e+07	+0.33483799
Z	-6.94630319974e+07	-6.946303522536437e+07	-3.22796436
V _x	+8.63787171957e+02	+8.637871293449856e+02	-0.0426120145e-03
V _y	-2.34923482035e+02	-2.349234337797486e+02	-0.0482552514e-03
V _z	-5.87697941003e+02	-5.876979028015085e+02	-0.0382014915e-03

Таблица 1.4. Сравнение точности интегрирования ИПМ, Uniorb: координаты вектора-состояния в системе GCRF на конечный момент интегрирования в м и м/с.

- $X = -4.96584535941371e+06$ м,
- $Y = 3.500000000000000e+06$ м,
- $Z = 3.47712235424518e+06$ м,
- $V_x = -4.28829679313059e+03$ м/с,
- $V_y = -9.06736176198384e+03$ м/с,
- $V_z = +3.00269774063057e+03$ м/с,

Конечная эпоха интегрирования $T_1 = 2025-02-20$ 12:00:00 UTC. В данном тесте проверялось только корректность расчетов, в том числе на разных методах интегрирования, но с одинаковой моделью сил. По (Таб. 1.4) видно, что за 50 суток интегрирования разница по координате составила порядка 4 метров, а по скорости не более 1 мм / с. Важно отметить, что в этом случае речь идет о высокой эллиптической орбите с $a(T_0) = 93500$ км, $e(T_0) = 0.92513368983957$.

Преобразования систем координат.

В данном тесте проверялось, как сильно влияет наличие графа и кэшей на преобразование систем координат. Важно, что система преобразований кэширует не только пути преобразований, но и уже вычисленные матрицы преобразования для конкретного момента времени.

По результатам тестирования получилось:

- Преобразование из BCRF в GCRF и обратно на эпоху 2016-01-01T12:00:00 TT 100000 раз с эфемеридами EPM2017 занимает 0.697 секунд.
- Преобразование из BCRF в ITRF и обратно на эпоху 2016-01-01T12:00:00 TT 100000 раз с эфемеридами EPM2017 занимает 0.700 секунд – с кэширование матрицы вращения.
- Преобразование из BCRF в ITRF и обратно на эпоху 2016-01-01T12:00:00 TT 100000 раз с эфемеридами EPM2017 занимает 15.348 секунд – без кэширования матрицы вращения.

Таким образом, кэширование позволяет ускорить преобразования на графах, что может играть существенную роль при численном интегрировании, когда в один момент времени рассчитывается преобразования для нескольких векторов-состояний.

Глава 2

Оптимизация орбит К-РСДБ проектов

В этой главе приведен пример использования разработанного ПМО в контексте подбора оптимальной орбиты отечественного проекта Миллиметрон. Создав всего лишь один дополнительный специализированный модуль VLBI, удалось провести полноценный анализ номинальной орбиты и рассчитать орбиту, оптимальную для К-РСДБ режима¹.

2.1. Краткое введение в РСДБ

В рамках данной работы достаточно в общих чертах понимать связь конфигурации радиоинтерферометра с изображением² источника излучения.

Введем следующие обозначения (Рис. 2.1):

\mathbf{D}_λ - вектор базы интерферометра, выраженный в длинах волн,

\mathbf{s}_0 - единичный вектор направления на фазовый центр (опорная точка источника, относительно которой проводятся измерения фазы),

\mathbf{s} - единичный вектор направления на некоторый элемент источника.

Для определения проекции базы вводятся координаты пространственных частот u, v, w , измеряемые в длинах волн. Ось w направлена на опорную фазу, ось v – в северный полюс мира в плоскости, ортогональной направлению на опорную фазу, а u дополняет их до правой тройки.

Обозначим направляющие косинусы \mathbf{s} относительно uvw как l, m . Радиоинтерферометр измеряет функцию видности $V(u, v, w)$, которая является двумерным преобразованием Фурье от интенсивности источника $I(l, m)$ и норми-

¹ При подготовке данной главы диссертации использованы публикации [96–98], выполненные автором в соавторстве, в которых, согласно Положению о присуждении учёных степеней в МГУ, отражены основные результаты, положения и выводы исследования.

² Под изображением источника здесь и далее понимается угловое распределение интенсивности.

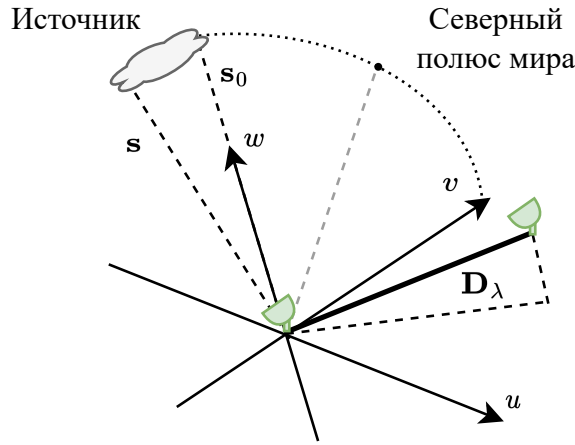


Рис. 2.1. Конфигурация радиоинтерферометра.

рованной диаграммы направленности антенн³ A_N [26]:

$$V(u, v, w) = \iint_{\mathbb{R}^2} A_N(l, m) I(l, m) \cdot \exp \left[-2i\pi \left(ul + vm + w \left(\sqrt{1 - l^2 - m^2} - 1 \right) \right) \right] \frac{dldm}{\sqrt{1 - l^2 - m^2}}$$

В свою очередь, измерения функции видности зависят от характеристик антенн и конфигурации радиоинтерферометра.

Почему так важно иметь максимально полное и однородное заполнение UV-плоскости? Для применения дискретного Фурье-преобразования к функции видности, необходимо знать ее значения в узловых точках сетки, размер которой определяется согласно теореме выборки [26]. Однако на UV-плоскости есть пустоты (Рис. 2.4), т.е. области, в которых не была измерена функция видности. Ее значение в неизвестных узлах можно получить с помощью интерполяции, которая при больших пустотах вносит существенные искажения.

Именно поэтому конфигурации интерферометров выбирают таким образом, чтобы количество таких пустот было минимальным. Данное условие относительно просто выполнить при проектировании наземных сетей, так как все телескопы неподвижны относительно друг друга. Совсем иначе дело обстоит

³ Нормированной на эффективную площадь антенны. Если антенны разные, то определяется как среднее геометрическое диаграмм направленности антенн.

с К-РСДБ, где космический сегмент может существенно менять свою конфигурацию относительно земного сегмента в течение одного сеанса наблюдений. Большие пустоты в UV-заполнении, которые могут возникнуть в случае К-РСДБ сетей, существенно урезают динамический диапазон получаемых изображений, тем самым значительно уменьшая вклад космического плеча радиоинтерферометра [99].

Из-за движения телескопов относительно инерциальной системы GCRF вследствие вращения Земли, фронт волны приходит с некоторой задержкой на каждый из телескопов. Поэтому нужно использовать не мгновенные, а запаздывающие базы с учетом времени распространения сигнала от одной приемной антенны до другой [100]. При проектировании интерферометра этим эффектом можно пренебречь. Более того, можно пренебречь и другими эффектами (параллакс, абберация и т.д.), так как их учет практически не влияет на форму UV-заполнения.

Для оценки масштабов интерферометра при построении UV-заполнений часто используют средний диаметр Земли ED (Earth Diameter) в качестве единиц измерения, т.е. $\lambda = 12742$ км. Это длина волны не имеет никакого отношения к длине волны, на которой проводятся наблюдения, и используется исключительно для удобства.

2.2. Анализ орбиты Миллиметрона

2.2.1. Проект Миллиметрон

В качестве номинальной орбиты Спектр-М изначально предполагалось использовать высокую эллиптическую околоземную орбиту [21, 35]. Но дальнейшая работа над проектом показала, что невозможно удовлетворить требованиям системы обеспечения теплового режима (СОТР) КА на околоземных орбитах из-за неизбежной засветки главного зеркала Луной, Землей и Солнцем. Поэтому сейчас требования технического задания таковы, что орбита косми-

ческой обсерватории должна размещаться в окрестностях точки либрации L2 системы Солнце-(Земля+Луна).

Точка либрации L2⁴ – одна из пяти динамических точек, которые появляются в решении ограниченной задачи трех тел⁵ (ОЗТТ). Данная точка находится в 1.5 млн. км. от Земли в противосолнечном направлении на линии Земля-Солнце. В окрестности данной точки либрации существуют ограниченные периодические орбиты [102]. Для Спектр-М выбрана орбита из семейства гало-орбит [103].

На (Рис. 2.2) изображены проекции гало-орбиты Спектр-М в системе координат, связанной с точкой либрации L2. Начало этой системы находится в L2, ось X направлена в сторону барицентра системы Земля-Луна, ось Z – в северный полюс эклиптики, а ось Y дополняет их до правой тройки. У гало-орбит период колебаний вдоль каждой оси равен примерно половине года. Характерный размер орбиты – 1.5 млн. км. Интервал построения – 5 лет, начиная с 01.VII.2023.

Помимо того, что гало-орбита удовлетворяет требованиям СОТР, на ней реализуются условия видимости, позволяющие в течение года пронаблюдать 100% небесной сферы. Она обеспечивает сверхбольшие базы интерферометра (вплоть до 140 ED) для всех целевых источников, включая все источники каталога из работы [104]. Такие проекции базы необходимы для получения сверхвысокого углового разрешения, достигающего десятых долей мкс дуги на длине волны 1 мм. Однако, как было сказано ранее, для восстановления качественного изображения источника необходимо иметь спектр пространственных частот, который включает в себя не только большие, но и малые проекции баз.

Аналогичный вопрос рассматривался и в проекте РадиоАстрон, запуск которого состоялся 18.VII.2011. Выбор орбиты РадиоАстрона производился с по-

⁴ Нумерация точек не является общепринятой, и в отечественной литературе довольно часто встречается иная нумерация.

⁵ В круговой задаче существуют еще две бесконечно удаленные точки, лежащие вне плоскости орбит двух массивных тел [101].

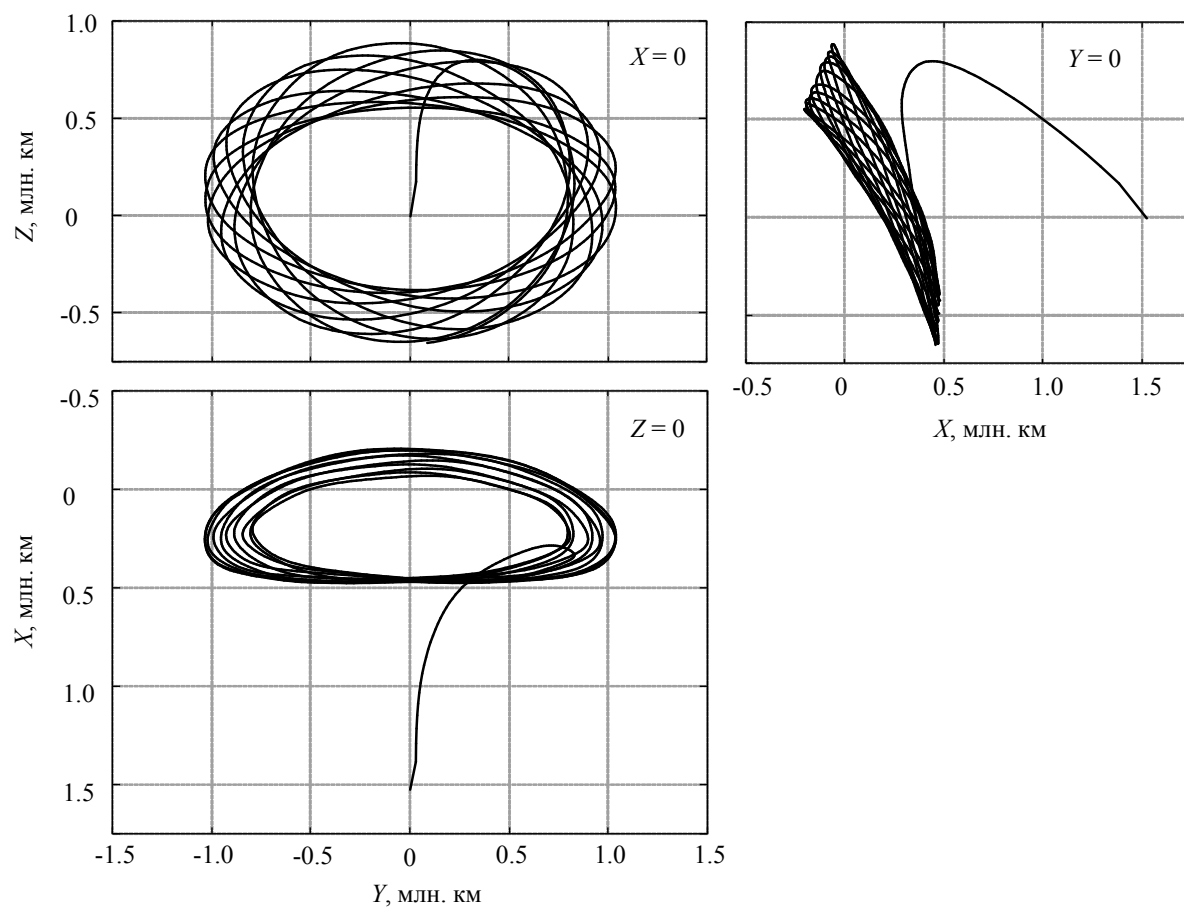


Рис. 2.2. Проекция гало-орбиты Спектр-М в системе координат, связанной с L2.

мощью критерия, в котором больший вес присваивался меньшим проекциям баз [36].

Таким образом, чтобы добиться максимальной эффективности Миллиметра в режиме К-РСДБ, необходимо иметь не только большие, но и малые проекции баз. Если с большими проекциями базы на гало-орбите проблем нет, то наличие малых проекций не так очевидно.

2.2.2. Движение в окрестности точки либрации

Введем систему координат, связанную с точкой либрации L2, следующим образом:

1. начало системы находится в точке L2,
2. ось X всегда направлена в сторону Солнца,
3. ось Z перпендикулярна эклиптике,
4. ось Y дополняет X и Z до правой тройки.

Аналитического решения уравнений движений около L2 не существует, однако можно получить решение для линеаризованной системы [105]:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\dot{y} - (2c + 1)x &= 0 \\ \ddot{y} + 2\dot{x} - 1(1 - c)y &= 0 \\ \ddot{z} + cz &= 0 \end{aligned} \tag{2.1}$$

где $c = 3.940522$ - параметр, зависящий только от масс Солнца, Земли и Луны (так как рассматривается система Земля-Луна, а не просто Земля).

Здесь используются а.е. в качестве единицы длины, год/ 2π - в качестве единицы времени.

Общее решение системы (2.1) можно записать в виде:

$$\begin{aligned} x(t) &= \alpha_1 \sin \lambda_2 \theta + \alpha_2 \cos \lambda_2 \theta + \alpha_3 e^{\lambda_1 \theta} + \alpha_4 e^{-\lambda_1 \theta} \\ y(t) &= -\gamma_2 (\alpha_2 \sin \lambda_2 \theta - \alpha_1 \cos \lambda_2 \theta) + \gamma_1 (\alpha_3 e^{\lambda_1 \theta} + \alpha_4 e^{-\lambda_1 \theta}) \\ z(t) &= \beta_1 \sin \lambda_3 \theta + \beta_2 \cos \lambda_3 \theta \end{aligned} \tag{2.2}$$

где

$$\lambda_1 = \sqrt{\frac{c - 2 + \sqrt{9c^2 - 8c}}{2}}, \lambda_2 = \sqrt{\frac{2 - c + \sqrt{9c^2 - 8c}}{2}}, \lambda_3 = \sqrt{c}$$

– корни характеристического уравнения системы (2.1),

n – среднее движение Земли вокруг Солнца,

t_0 – начальная эпоха,

$$\theta = n(t - t_0), \gamma_1 = (\lambda_1^2 - 2c - 1)/(2\lambda_1), \gamma_2 = (\lambda_2^2 + 2c + 1)/(2\lambda_2)$$

Коэффициенты α_i, β_i непрерывно зависят от начальных условий $x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0$ эпохи t_0 :

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= \frac{\gamma_1 \dot{x}_0 - \lambda_1 \dot{x}_0}{\lambda_2 \gamma_1 - \lambda_1 \gamma_2} \\ \alpha_2 &= \frac{\gamma_1 \lambda_1 x_0 - \dot{y}_0}{\lambda_1 \gamma_1 + \lambda_2 \gamma_2} \\ \alpha_3 &= \frac{1}{2} \left(\frac{\gamma_2 \lambda_2 x_0 + \dot{y}_0}{\lambda_1 \gamma_1 + \lambda_2 \gamma_2} - \frac{\gamma_2 \dot{x}_0 - \lambda_2 y_0}{\lambda_2 \gamma_1 - \lambda_1 \gamma_2} \right) \\ \alpha_4 &= \frac{1}{2} \left(\frac{\gamma_2 \lambda_2 x_0 + \dot{y}_0}{\lambda_1 \gamma_1 + \lambda_2 \gamma_2} + \frac{\gamma_2 \dot{x}_0 - \lambda_2 y_0}{\lambda_2 \gamma_1 - \lambda_1 \gamma_2} \right) \\ \beta_1 &= \dot{z}_0 / \lambda_3, \beta_2 = z_0 \end{aligned}$$

Движение вокруг коллинеарных точек либрации в общем случае неустойчиво, т.е. если поместить частицу в некоторую окрестность этой точки, то со временем она покинет эту окрестность (неустойчивость по Хиллу). Однако выбором начальных условий можно добиться того, чтобы коэффициенты α_3 и α_4 были равны нулю. В этом случае движение будет периодическим. Ветку решений с $\alpha_4 \neq 0$ используют для построения переходных орбит, так как в этом случае можно продлить решение в окрестности точки либрации L2 до пересечения с околоземными орбитами, и при этом решение в окрестности L2 останется устойчивым.

С практической точки зрения, это означает, что в окрестности L2 существуют ограниченные периодические орбиты, на которых КА может находиться продолжительное время.

Реальное движение КА отличается от движения в рамках ОЗТТ. Наличие всевозможных возмущений приводит к тому, что периодически необходимо проводить коррекцию движения КА. Эти вопросы, в том числе и устойчивость реальных орбит, подробно освещены в учебниках по астродинамике и небесной механике [101], [105]. В рамках данной работы внимание уделено практическим вопросам использования орбит около L2 для наземно-космического радиointерферометра.

Из (2.2), что амплитуды колебаний по осям X и Y линейно зависимы, а частоты колебаний вдоль этих осей равны. В действительности амплитуды и частоты колебаний вдоль различных осей зависят друг от друга сложным нелинейным образом, так как линейное приближение справедливо лишь для малой окрестности L2 и существуют возмущения. Тем не менее, на основе уравнений (2.2) выделяют несколько типов орбит [106]:

1. Гало-орбиты: $\lambda_2 = \lambda_3$. В рамках данной работы под гало-орбитами также будут подразумеваться и квазигало-орбиты, у которых $\lambda_2 \approx \lambda_3$. Впрочем, на практике, если учитывать полную модель сил, может реализоваться только приближенное равенство частот колебаний.
2. Орбиты Лиссажу: $\lambda_2 \neq \lambda_3$, т.е., частоты колебаний в плоскости эклиптики и вдоль оси Z значительно отличаются друг от друга.
3. Вертикальные орбиты Ляпунова – это орбиты Лиссажу с $\lambda_2 = 2\lambda_3$.
4. Резонансные лепестковые орбиты, период которых равен целому числу оборотов вокруг L2.

2.2.3. Особенности проведения наблюдений в L2

Существуют две важные особенности наблюдений на гало-орбите.

Первая особенность определяется техническим ограничением со стороны СОТР КРТ: невозможно наблюдать полусферу, в вершине которой находится Солнце. Это значит, что Спектр М всегда смотрит «от Солнца» (Рис. 2.3).

Вторая особенность связана с выходом КРТ из плоскости эклиптики и

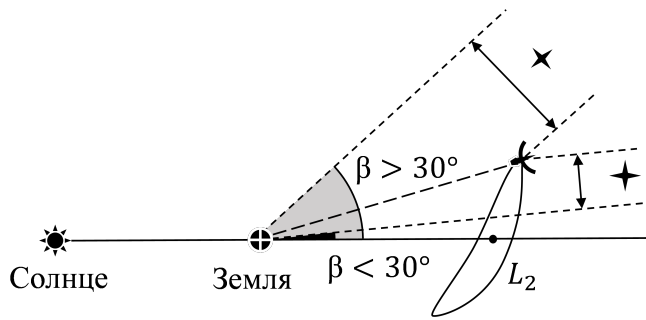


Рис. 2.3. Схема проведения К-РСДБ наблюдений на гало-орбите. Углом β отмечены эклиптические широты источников излучения.

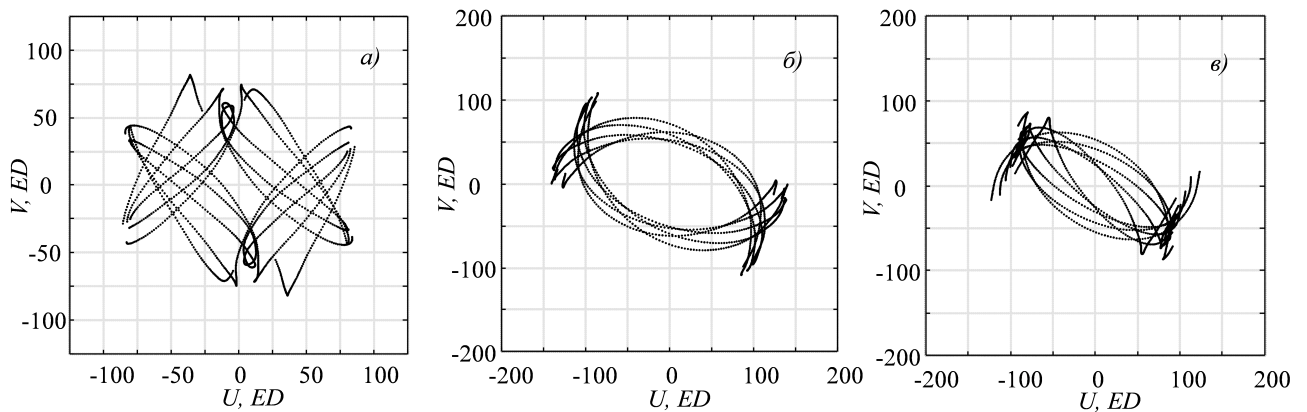


Рис. 2.4. Примеры UV-заполнений на гало-орбите, рассчитанных на интервале времени 5 лет. а) для Sgr A*, б) для M87, в) для OJ287.

характерна для любых ограниченных орбит около L_2 . Например, если КРТ выходит из плоскости эклиптики не более, чем на 30° , то невозможно получить малые проекции базы до нескольких ED для всех источников, эклиптическая широта которых больше 30° . При этом небольшая эклиптическая широта источника является необходимым, но не достаточным условием наличия малых проекций баз.

2.2.4. Анализ гало-орбиты Спектр-М

Ниже приведены примеры заполнения UV-плоскостей для Sgr A* и M87 (Рис. 2.4), которые можно получить на гало-орбите за 5 лет. В качестве наземного сегмента интерферометра использовался фиктивный телескоп, находящийся

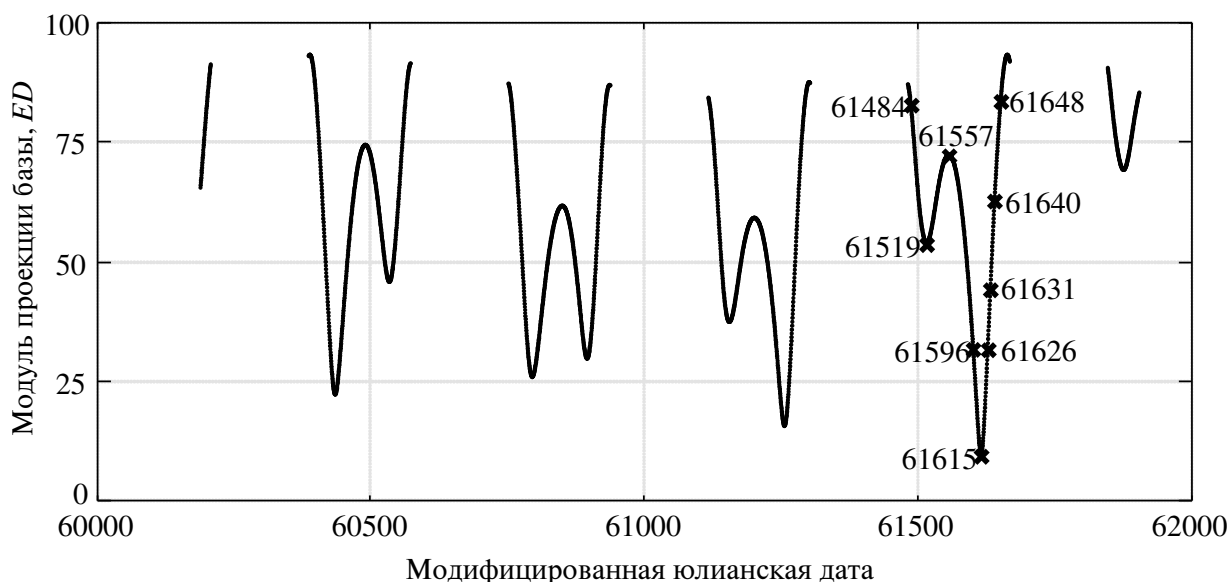


Рис. 2.5. Модуль проекции базы для Sgr A*, рассчитанный на интервале времени 5 лет. Числами на графике отмечены модифицированные юлианские даты, для которых построены UV-заполнения на (Рис. 2.6)

в геоцентре. Условия видимости источника на наземном телескопе не учитывались, чтобы исключить его влияние на форму UV-заполнения. Для КРТ использовалось ограничение согласно требованиям СОТР, поэтому на графике модуля базы для Sgr A* отчетливо видны периодические полугодовые провалы, соответствующие интервалам времени, в течение которых источник находится в одной полусфере с Солнцем вне зоны видимости телескопа (Рис. 2.3).

UV-заполнение для Sgr A* является одним из лучших для гало-орбиты среди всех источников предварительного каталога (Рис. 2.4, а). Тем не менее, даже в этом случае продолжительность окна, в течение которого реализуются малые проекции базы до 10 ED, составляет всего несколько суток. Существует только одно такое окно на протяжении всей миссии (Рис. 2.5). В принципе, можно подобрать орбиту так, чтобы окно появлялось раз в год, но не чаще. Типичное же заполнение UV-плоскости, которое получается для большинства источников на гало-орбите, имеет огромную пустоту в районе околоземных баз и больше похоже на заполнение для M87 (Рис. 2.4, б).

UV-заполнение, построенное на пятилетнем интервале времени показывает общую картину на гало-орбите. Реально же восстанавливать изображение имеет смысл по UV-заполнению, построенному максимум за несколько суток. На (Рис. 2.6) показаны примеры заполнений для Sgr A*, полученных на протяжении 7 суток. В качестве наземной РСДБ сети выбрана сеть Event Horizon Telescope в составе на 2018 год [107].

Из (Рис. 2.6) видно, что характерный вид UV-заполнений за время сеанса – это три точки, лежащие на одной прямой и удаленные друг от друга на расстояние порядка 20-50 ED. Такая низкая эволюция UV-заполнений, получаемых на гало-орбите, характерна для всех источников. Это объясняется тем, что КРТ находится в среднем в 1.5 млн. км от Земли, а его скорость относительно геоцентра не превышает 1 км/с. Получается, что за время сеанса наблюдения проводятся на неподвижном в пространстве двухэлементном интерферометре КРТ-геоцентр, а эволюция UV-заполнения происходит на малых масштабах порядка диаметра Земли благодаря наземным базам интерферометра.

Таким образом, первый недостаток гало-орбиты – это слабая эволюция UV-заполнений для всех источников, обусловленная динамикой движения КРТ по гало-орбите и его большой удаленностью от Земли.

В редких случаях для небольшого числа источников благодаря эффекту проекции можно получить UV-заполнение, схожее с лучшим UV-заполнением для Sgr A* (модифицированная юлианская дата 61615 на Рис. 2.6). Однако даже в таком случае эволюции UV-заполнения все равно недостаточно, что прямым образом влияет на качество восстановленного изображения (Рис. 2.7) [96].

Дальнейший анализ гало-орбиты удобно проводить с помощью проекции Мольвейде [93]. В принципе подойдет любая другая наглядная проекция. Основное достоинство проекции Мольвейде заключается в том, что она не искажает площадей и сохраняет единый масштаб, т.е. является равновеликой.

На (Рис. 2.8) изображена геоцентрическая эклиптическая проекция Мольвейде и трек Спектр-М, построенный на протяжении 5 лет (годограф вектора

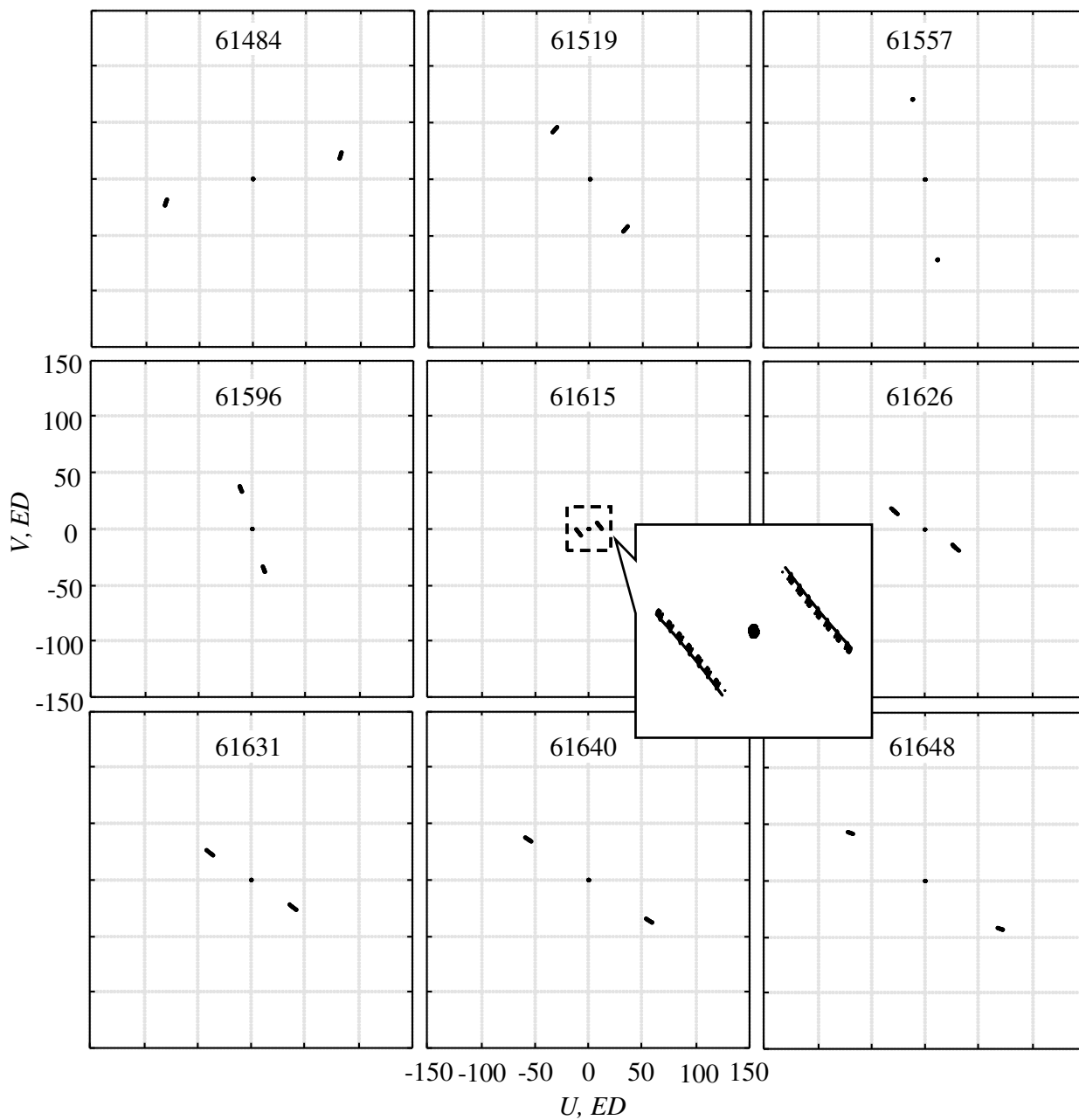


Рис. 2.6. Эволюция UV-заполнения для Sgr A*. Каждое UV-заполнение рассчитано на интервале времени 7 суток, начиная с модифицированной юлианской даты, указанной вверху каждого UV-заполнения

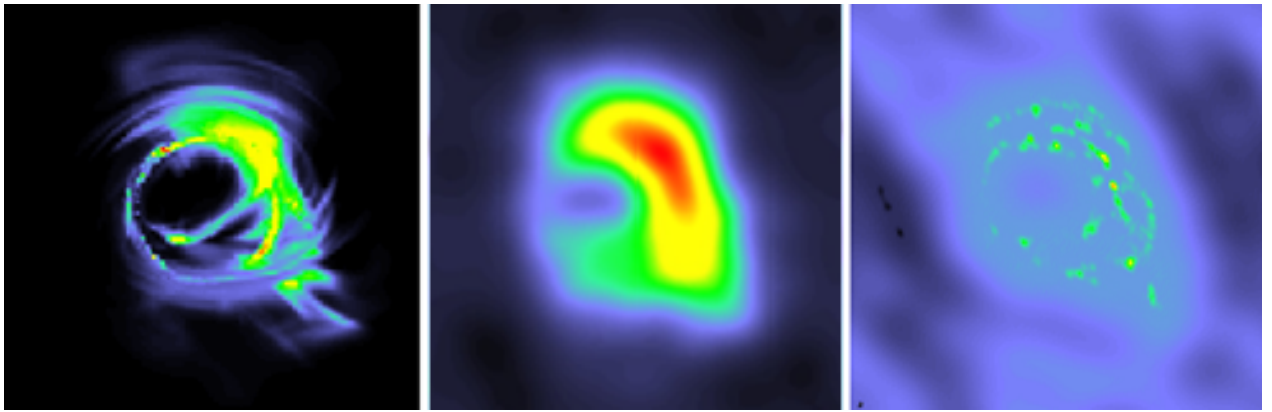


Рис. 2.7. Слева – модельное изображение Sgr A* [108]. В середине – восстановленное изображение на сети ЕНТ. Справа – восстановленное изображение на сети ЕНТ + Спектр-М, UV-заполнение для MJD = 61615 на рисунке выше. Частота – 230 ГГц. Характерный размер тени черной дыры – 60 мкс. дуги.

геоцентр-КРТ). Треугольниками отмечены источники, которые представляют интерес для режима К-РСДБ. Отдельно выделены Sgr A* и M87.

Как уже было сказано ранее, КРТ не может наблюдать полусферу, в вершине которой находится Солнце, а точка либрации L2 удалена от Земли на 1.5 млн. км (Рис. 2.3). Это значит, что источники, которые лежат вдали от трека Спектр-М на проекции Мольвейде, не могут иметь малых проекций баз на протяжении всей миссии (Рис. 2.8). Действительно, отклонение в 0.5° от трека приводит к увеличению минимальной проекции базы примерно на 1 ED. Данный вывод хорошо иллюстрируют уже рассмотренные примеры UV-заполнений. Sgr A* лежит вблизи трека, и для него существуют малые проекции баз (Рис. 2.4, а). OJ287 находится всего лишь в нескольких градусах от трека, однако для него уже нет малых проекций баз (Рис. 2.4, в). А для M87, находящегося примерно в 30-и градусах от трека, нет ни одной проекции базы до 50 ED (Рис. 2.4, б).

Распределение источников по минимальной проекции базы, которую можно получить для каждого из них за все время миссии (Рис. 2.9), подтверждает качественные выводы, сделанные из проекции Мольвейде. Только 14 из 123 источников имеют малые проекции баз до 5 ED. Фактически, это означает, что

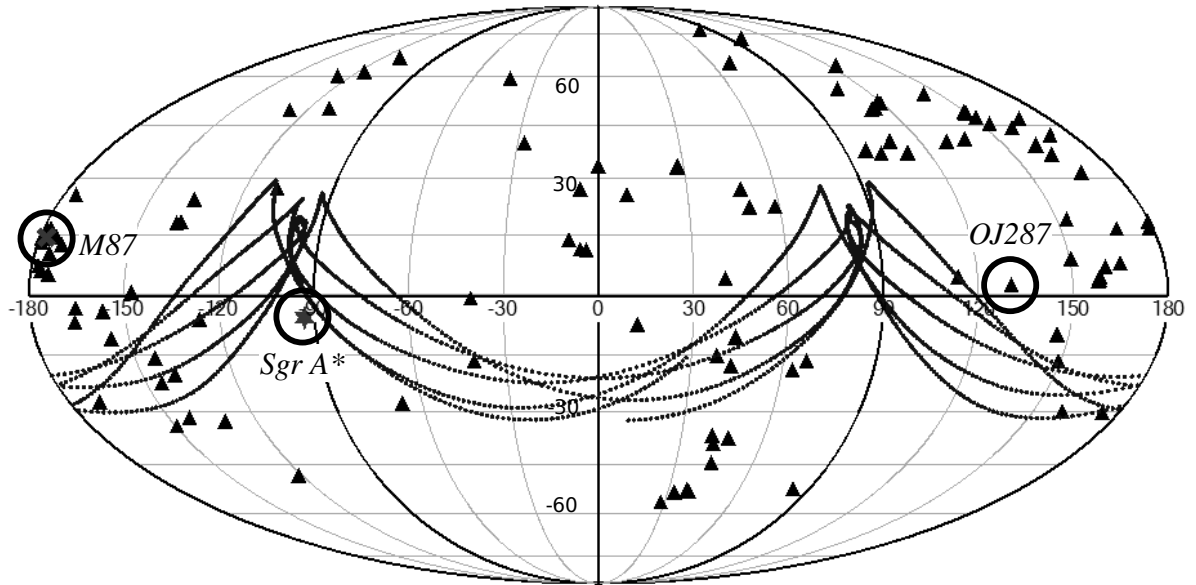


Рис. 2.8. Геоцентрическая эклиптическая проекция Мольвейде. На проекции изображен трек Спектр-М за 5 лет и источники из предварительного каталога в виде треугольников

для 88% источников будет невозможно восстановить изображения надлежащего качества.

Можно рассмотреть статистику для равновеликой сетки небесной сферы, не привязываясь к конкретному каталогу источников: по долготе деление равномерное с шагом в 10° , а по широте – неравномерное с границами $\arcsin(1 - j/10)$, $j = \overline{1, 19}$ плюс две полярные точки (всего 686 узлов). Из распределения узлов такой сетки по минимальной проекции базы следует, что всего лишь 20% небесной сферы имеет проекции меньше 5 ED (Рис. 2.10). Таким образом, даже если получится расширить каталог целевых источников (что сделать крайне сложно из-за ограничений по чувствительности), статистика минимальных проекций баз изменится несущественно.

Следовательно, второй недостаток гало-орбиты для режима К-РСДБ – это бедная статистика малых проекций баз, вследствие которой подавляющее большинство источников имеют неоднородные UV-заполнения с большими пустотами.

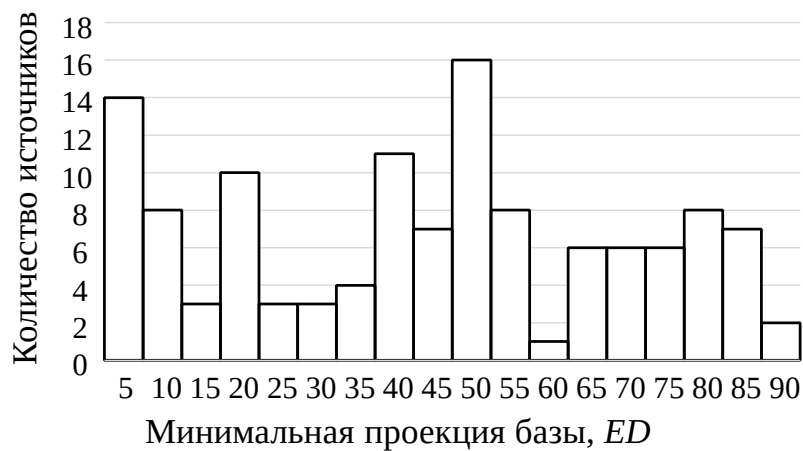


Рис. 2.9. Распределение источников предварительного каталога по минимальной проекции базы для гало-орбиты Спектр-М.

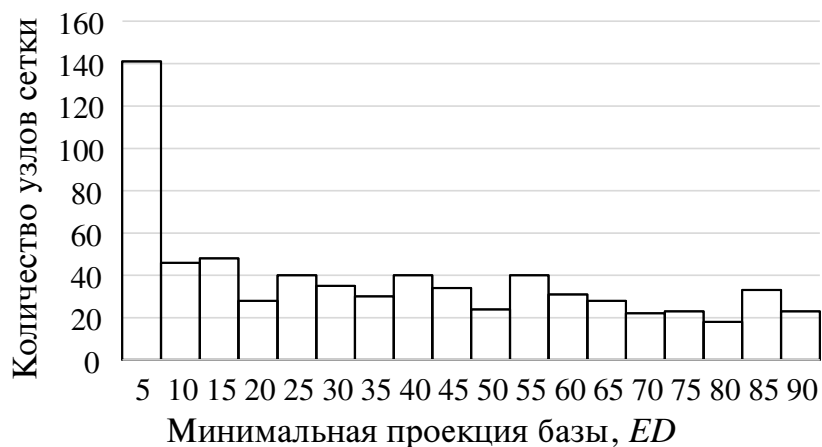


Рис. 2.10. Распределение узлов равновеликой сетки небесной сферы по минимальной проекции базы для гало-орбиты Спектр-М.

Возвращаясь к проекции Мольвейде, можно заключить, что если увеличить размах трека вдоль эклиптики, то покрытие малыми проекциями баз улучшится. Однако динамика движения около L2 такова, что у всех гало-орбит период колебаний вдоль оси Z равен примерно половине года [105]. Это значит, что узлы разворота, где скорость вдоль оси Z меняет знак, локализованы в двух областях ($\pm 90^\circ$ по эклиптической долготе), а трек из года в год практически полностью повторяется (Рис. 2.8).

Локальным решением может быть перенос всего трека вдоль эклиптики так, чтобы узлы разворота оказались в области наибольшей концентрации источников. Этого можно добиться путем изменения момента старта КРТ. Однако при смещении узлов вдоль эклиптики ухудшаются условия радиовидимости с северных широт, что важно в случае режима К-РСДБ, потому что для передачи данных, полученных за несколько часов наблюдений в режиме К-РСДБ, требуются практически целые сутки. Поэтому, рассматривать перенос всего трека вдоль эклиптики нецелесообразно с точки зрения навигации КРТ.

Дополнительная трудность возникает в процессе оптимизации наблюдений. После отработки режима одиночной антенны в течение 3 лет, наблюдения будут проводиться только в режиме К-РСДБ (не менее 7 лет), и нужно максимально эффективно использовать наблюдательное время.

Однако расчеты показывают, что существует множество интервалов времени, когда малых проекций баз нет ни для одного источника предварительного каталога. В течение суммарно 1320 суток за 5 лет ни один из источников не имеет проекции баз меньше 20 ED. И всего лишь в течение 48 суток за 5 лет можно проводить наблюдения источников на проекциях базы меньше 5 ED. Аналогичная картина наблюдается и на всем интервале миссии порядка 10 лет: примерно 70% времени ни у одного источника предварительного каталога нет проекций баз до 20 ED [97].

Наибольшие интервалы времени, в течение которых нет малых проекций баз, появляются с периодичностью полгода и могут достигать нескольких ме-

сяцев. Эти интервалы соответствуют прохождению КРТ южного полюса гало-орбиты. Действительно, на проекции Мольвейде практически нет источников возле участков трека на эклиптических широтах порядка -30° (Рис. 2.8). При этом, как уже было отмечено ранее, существенно увеличить количество целевых источников нельзя из-за ограничений по чувствительности. Поэтому суммарное время наблюдений, в течение которого можно получать малые проекции базы, а значит, и хорошие UV-заполнения, составляет малую долю от времени всей миссии.

Отсюда следует третий недостаток гало-орбиты – проблемы с эффективным использованием наблюдательного времени.

2.2.5. Карты минимальных и максимальных проекций баз

Более формальным и универсальным методом исследования К-РСДБ режима (по сравнению с проекцией Мольвейде) является «карта минимальных проекций баз», построенная за все время миссии для всей небесной сферы (Рис. 2.11). Эта карта показывает, какую минимальную проекцию базы можно получить за все время миссии для данного участка небесной сферы. Отчетливо видно, что она полностью повторяет трек Спектра-М на проекции Мольвейде. Относительно большой градиент обусловлен удаленностью точки L2 от Земли, что характерно для всех ограниченных периодических орбит около L2.

Аналогичным образом строится «карта максимальных проекций баз», которая может быть использована для оценки эффективности околоземных К-РСДБ с КРТ на невысоких орбитах, где необходимо покрыть небесную сферу большими, а не малыми проекциями базы (Рис. 2.12).

Расчет таких карт – затратное вычислительное мероприятие. Более того, для их построения необходимо рассчитывать минимальные и максимальные проекции баз на равномерной, а не на равновеликой сетке, как это делалось для расчета статистики баз. Это необходимо для корректной интерполяции при построении карты.

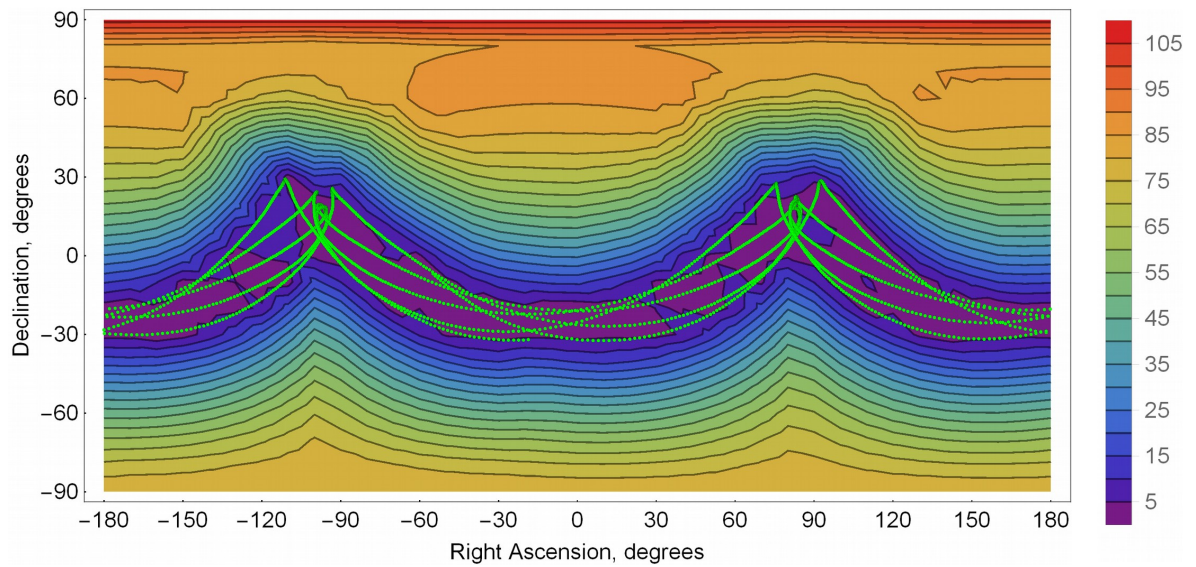


Рис. 2.11. Карта минимальных проекций баз (ED) для текущего варианта гало-орбиты в эклиптической геоцентрической системе эпохи J2000. Трек Спектр-М изображен зеленым цветом. Интервал построения – 5 лет.

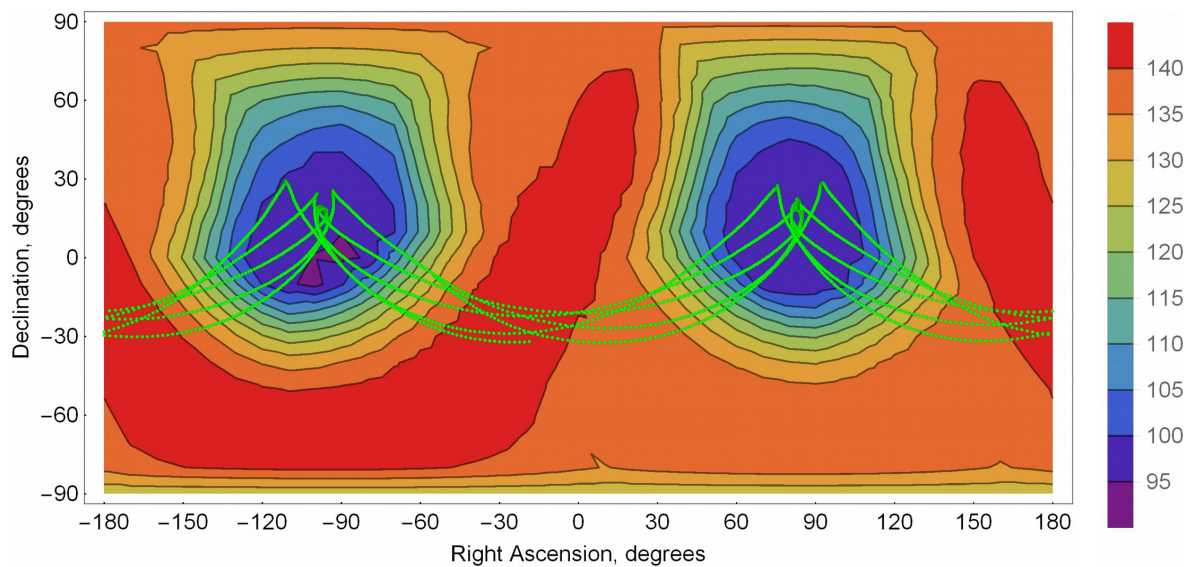


Рис. 2.12. Карта максимальных проекций баз (ED) для текущего варианта гало-орбиты в эклиптической геоцентрической системе эпохи J2000. Трек Спектр-М изображен зеленым цветом. Интервал построения – 5 лет.

Станция	Широта	Долгота
Green Bank	38°25'59" с.ш.	79°50'23" з.д.
Калязин	57°13'23" с.ш.	37°54'01" в.д.
Уссурийск	44°01'28" с.ш.	131°45'26" в.д.
Медвежьи озера	55°52'05" с.ш.	37°57'06" в.д.
Пушино	54°49'20" с.ш.	37°37'53" в.д.

Таблица 2.1. Наземные станции в проекте Миллиметрон.

2.2.6. Расчет радиовидимости

Согласно ТЗ проекта предполагается использовать станции из (Таб. 2.1) В перспективе, вероятно, будут использоваться и другие станции, расположенные в Южном полушарии (ЮАР, Бразилия).

Условия радиовидимости сильно зависят от момента старта КА. Разные моменты запуска в течение года приведут к различным условиям радиовидимости. В расчётах ниже (Таб. 2.2) ограничение по углу месту для всех станций принято равным 7° (в действительности ограничение еще более жесткие).

Несмотря на то, что Green Bank может наблюдать Спектр-М каждый день, существуют интервалы времени, в течение которого Спектр-М невидим ни на одной из станций. На протяжении 5 лет суммарное время таких интервалов достигает 164 суток, что примерно равно 9% всего времени миссии. Область невидимости КРТ определяется тем, что в южном полушарии нет станций слежения, которые могли бы наблюдать КРТ, когда он находится под эклиптической. В целом использование Green Bank под большим вопросом.

Это может оказаться важным для режима К-РСДБ, когда необходимо передавать большие объемы данных. Соотношение затрат времени на проведения наблюдений и передачу данных примерно 1 к 16, т.е. 90 минут наблюдений передаются целые сутки.

Станция	Отсутствие видимости, сутки	Средняя видимость, ч/сутки
Green Bank	0	11.56
Калязин	207	11.08
Уссурийск	27	11.10
Медвежье озера	247	11.04
Пушино	186	11.09

Таблица 2.2. Радиовидимость Спектр-М на гало-орбите за 5 лет.

2.2.7. Обобщение результатов на орбиты Лиссажу

Полученные результаты можно обобщить и на орбиты Лиссажу – это другое семейство ограниченных орбит около L2, которое используются на практике [105]. У этих орбит амплитуда колебаний вдоль оси Z в 2-3 раза меньше, чем у типичных гало-орбит. Период колебаний вдоль оси Z у орбит Лиссажу также равен примерно 180 суткам, по-этому узлы разворота находятся в одних и тех же областях, а трек повторяется из года в год. Орбиты Лиссажу обеспечивают несколько лучшую радиовидимость с северных широт по сравнению с гало-орбитами, так как КРТ уходит не так глубоко под плоскость эклиптики.

На (Рис. 2.13) в качестве примера изображена проекция Мольвейде с орбитой Лиссажу, которая использовалась в проекте GAIA [109]. Из этой проекции можно сделать вывод, что статистика минимальных проекций баз для орбиты Лиссажу GAIA будет еще хуже, чем у гало-орбиты Спектр-М. Это подтверждается расчетами: всего лишь 10% источников и 6% узлов равновеликой сетки небесной сферы имеют проекции баз до 5 ED [97].

С точки зрения интерферометрии, орбиты Лиссажу похожи на гало-орбиты, так как для них характерны все те же особенности, что и у гало-орбит, но небольшие отличия в движениях КА ухудшают статистику минимальных проекций баз. Более того, в общем случае орбиты Лиссажу проходят через тень

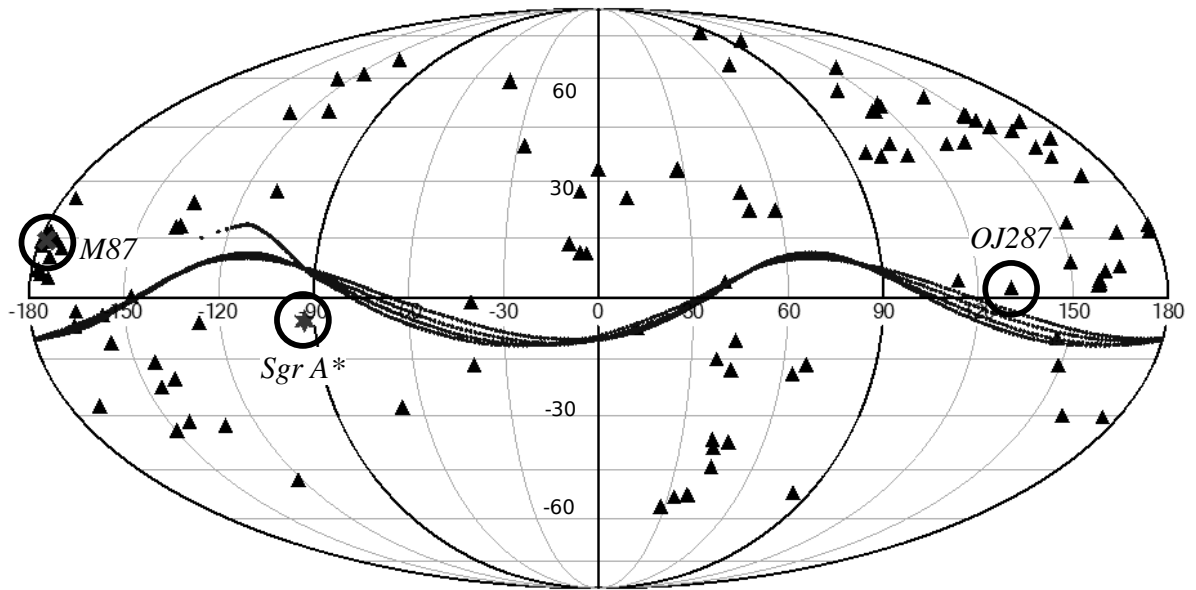


Рис. 2.13. Геоцентрическая эклиптическая проекция Мольвейде. На проекции изображен трек КА GAIA за 3.6 лет и источники из предварительного каталога в виде треугольников

Земли. Но требования со стороны системы энергопитания Спектр-М таковы, что недопустимо нахождения КРТ в тени Земли более нескольких часов. Этому нетривиальному моменту было уделено достаточно много внимания при проектировании орбиты GAIA [110].

2.2.8. Замечание о других типах орбит около L2

Что касается других типов орбит, то от них следует отказаться по следующим причинам.

Плоские орбиты Ляпунова лежат в плоскости эклиптики, что ведет к отсутствию малых проекций баз для всех источников, которые лежат вне этой плоскости. Не вдаваясь в технические вопросы реализуемости таких орбит, от них можно сразу же отказаться.

У вертикальных орбит Ляпунова может быть довольно большой выход из плоскости эклиптики, однако начальные условия для получения таких орбит и низкая устойчивость к возмущениям делает их практически нереализуемыми.

Аналогичная ситуация с и резонансными лепестковыми орбитами, которые не представляют практического интереса в качестве номинальной орбиты КРТ.

2.2.9. Заключение по номинальной орбите Спектр-М

Текущая гало-орбита, несомненно, идеально подходит для режима одиночной антенны: она обеспечивает необходимый тепловой режим КРТ и отличную видимость всей небесной сферы. В режиме К-РСДБ для всех целевых источников существуют проекции баз больше 90 ED. Тем не менее, имеется ряд существенных недостатков с точки зрения проведения наблюдений в режиме К-РСДБ.

Во-первых, для всех источников наблюдается крайне медленная эволюция UV-заполнений, потому что КРТ находится в 1.5 млн. км от Земли, и его относительная скорость не превышает 1 км/с.

Во-вторых, полугодовой период орбиты приводит к бедной статистике малых проекций баз: только 12% источников из предварительного каталога и 20% узлов равновеликой сетки небесной сферы имеют проекции баз меньше 5 ED.

В-третьих, существуют сложности с эффективным использованием наблюдательного времени. Между двумя последовательными наблюдениями, в течение которых реализуются хорошие UV-заполнения, может пройти несколько месяцев. 72% времени всей миссии ни для одного источника предварительного каталога нет малых проекций баз до 20 ED.

В-четвертых, возможны проблемы с передачей данных в режиме К-РСДБ, так как не всегда существуют условия для обеспечения необходимой радиовидимости КРТ с учетом доступных наземных станций слежений.

Эти же недостатки есть и у других ограниченных орбит около L2, в том числе и у часто используемых на практике орбит Лиссажу. Для наглядности в (Таб. 2.3) приведена итоговая статистика для орбит некоторых известных проектов, таких как Herschel, Planck and GAIA [111]. Таким образом, орбиты

Проект	Орбита	Источники, с мин. базой < 5ED	Средняя мин. база, ED	Макс. база, ED
Миллиметрон	Гало	11.4%	41.6	143.0
Herschel	Гало	6.5%	49.6	141.2
GAIA	Лиссажу	9.8%	45.1	128.6
Planck	Лиссажу	4.9 %	53.3	127.7

Таблица 2.3. Статистика проекций баз предварительного каталога источников для различных орбит.

около L2 не подходят для К-РСДБ миссий ⁶.

2.3. Оптимизация орбит К-РСДБ проектов

2.3.1. Комбинированные орбиты

Как уже было показано выше, орбиты около L2 являются идеальным выбором для режима одиночной антенны, однако для режима К-РСДБ они имеют существенные недостатки. Поэтому для режима КРСДБ предлагается использовать околоземные орбиты. При этом использовать исключительно околоземную орбиту нельзя, так как на ней не удовлетворяются требования СОТР.

Одним из возможных решений проблем режима К-РСДБ на гало-орбите может быть использование комбинированной орбиты, которая состоит из двух участков: околоземного и около L2. При это на каждом из этих участков реализуется один режим. Согласно проведенным расчетам, использование околоземной орбиты может существенно повысить эффективность К-РСДБ режима. Существует принципиальная возможность реализовать такую орбиту, однако для

⁶ Однако если использовать несколько КРТ на орбитах L2, ситуация значительно улучшится в лучшую сторону.

окончательных расчетов необходимо знать технические характеристики КРТ и утвержденную научную программу, чтобы провести оптимизацию околоземной орбиты наилучшим образом. Если не предполагается использовать научную программу, можно использовать разработанный подход для равновеликой сетки небесной сферы аналогично проекту РадиоАстрон [35].

Можно рассмотреть другой вариант, когда КРТ сначала летит в окрестность L2, а потом возвращается на околоземную орбиту. Достоинства этого варианта в большей степени связаны с техническими вопросами: возможность использовать разгонный блок при выведении на орбиту около точки либрации L2 и отработка более дорогостоящего режима одиночной антенны на первом этапе миссии. С точки зрения законов движения небесных тел, нет принципиальной разницы между перелетами из L2 к Земле и наоборот. В данной работе вопрос перелета рассматривается лишь на уровне осуществимости, поэтому вопрос выбора очередности орбит не рассматривается.

Более подробно о перелете с околоземных орбит в окрестности L2 можно найти в работах [106], [102], [103], [112].

Прежде чем переходить к выбору околоземной орбиты, необходимо сформулировать общий подход к решению подобного рода задач К-РСДБ проектов.

2.3.2. Обобщенный подход к оптимизации орбит

В самом общем случае задачу оптимизации орбиты под задачи К-РСДБ можно поставить как поиск максимума функции F :

$$F(t_1, t_2, \mathbf{s}_0, \mathbf{p}) = \sum_{i=1}^N w_i K_i(t_1, t_2, \mathbf{s}_0, \mathbf{p}) \quad (2.3)$$

где

t_1, t_2 — время начала и окончания миссии соответственно,

w_i — весовой фактор источника / участка неба с координатами α, δ ,

\mathbf{p} — дополнительные параметры, например, координаты наземных телескопов,

$K_i(t_1, t_2, \mathbf{s}_0, \mathbf{p})$ — К-функция, зависит от координат источника / участка неба, начального вектора-состояния КРТ, параметров \mathbf{p} и времен t_1, t_2 .

Природа K_i может быть абсолютно разной:

1. В случае VSOP [32] явного критерия для отбора орбиты не было, однако ключевыми факторами были наличие достаточной эволюции элементов, чтобы получать вариативные UV-заполнения, ограничения по наблюдению источников близких к Солнцу (менее 70°), так как 10-метровая антенная перекрывала солнечные панели и нарушала работу СЭП КА, и возможность передачи данных на Землю.
2. В случае РадиоАстроны [36] вся небесная сфера разбивалась на $N = 1000$ равновеликих и равнозначных $w_i = w_j, \forall i, j = \overline{1, N}$ участков в галактической системе координат. Вводилось $k = 7$ неравномерных интервалов баз от 0 до 450 тыс. км., каждый из которых имел свой вес q_k : максимальный вес $q_1 = 8$ присваивается первому интервалу от 0 до 15 тыс. км, и убывает до $q_7 = 1$ для седьмого интервала от 250 до 450 тыс. км. Тогда К-функция для i -го участка неба выражается как $K_i = \sum_{k=1}^7 q_k D_k$, где D_k - суммарное время наблюдения участка за все время миссии $[t_1, t_2]$, полагается равным 0, если меньше 10 минут.
3. В случае анализа орбиты Миллиметра [96], [97] уже использовался каталог целевых источников, а не просто разбиение небесной сферы на 1000 сегментов. Веса у всех источников одинаковы, а в качестве K_i используется минимальная проекция базы за время К-РСДБ части миссии.
4. В прототипе проекта ЕНІ [40], который послужил основой для THEZA [43], использовался достаточно простой критерий - наиболее полное UV-

заполнение за меньший промежуток времени и постоянная видимость Sgr A* с КРТ. При этом критерий K_i был выбран довольно сложным и характеризовал качество восстановленного изображения источника.

Оптимизация F помогает в том числе подобрать лучшие условия для запуска с точки зрения К-РСДБ (трансляция по t_1, t_2), оптимальный наземный сегмент или подходящее конструктивное решение⁷ КРТ, путем выбора параметров \mathbf{p} .

Зависимости K_i от времени помогают спланировать наблюдения – в конкретный момент времени наблюдать источник с наибольшим K_i при прочих равных условиях.

2.3.3. Критерии выбора околоземной орбиты

В качестве околоземных орбит рассмотрим класс высоких эллиптических орбит с апогеем возле орбиты Луны. Эти орбиты интересны с энергетической точки зрения, потому что с них потенциально можно перелететь в окрестности L2 с помощью гравитационного маневра у Луны. Например, для осуществления такого маневра Спектром-Р потребовался бы импульс в 63 м/с [112].

Для дальнейшего анализа необходимо определить угол между нормалью плоскости орбиты и направлением на источник i' :

$$i' = \text{atan2} \left(\sqrt{A_{31}^2 + A_{32}^2}; A_{33} \right) \quad (2.4)$$

где

$A = R_1(\pi/2 - \delta)R_3(\pi/2 + \alpha)R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-\omega)$ – матрица 3×3 с элементами A_{ij} , $R_k(\psi)$ – оператор поворота вокруг оси k на угол ψ , α, δ – прямое восхождение и склонение источника, Ω, ω, i – угловые Кеплеровы элементы орбиты.

Перигейное расстояние. Если перигейное расстояние будет слишком

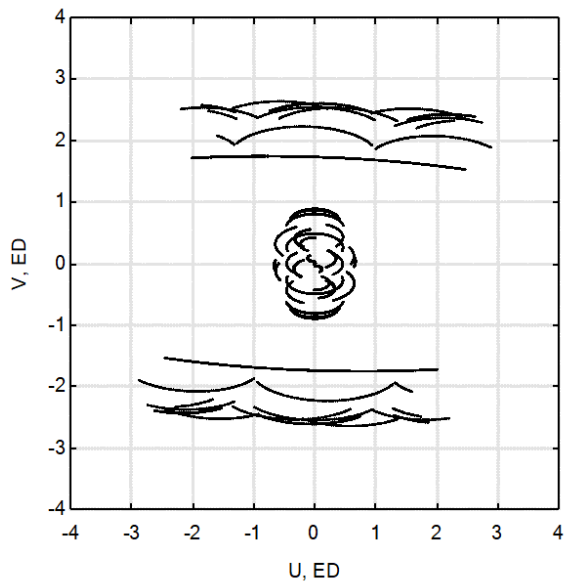
⁷ В АКЦ ФИАН такой подход использовался для анализа влияния асимметричной конструкции тепловых экранов Спектр-М на видимость источников.

большим, необходимо будет полагать угол между нормалью плоскости орбиты и направлением на источник $i' = 90^\circ$, что неизбежно ведет к одномерному, следовательно, неравномерному UV-заполнению. Более того, если не обеспечить существенную эволюцию элементов орбиты, то будет крайне сложно подобрать даже одномерные UV-заполнения для остальных источников. Поэтому практический интерес для К-РСДБ режима представляют орбиты с перигейным расстоянием не больше нескольких десятков тыс. км.

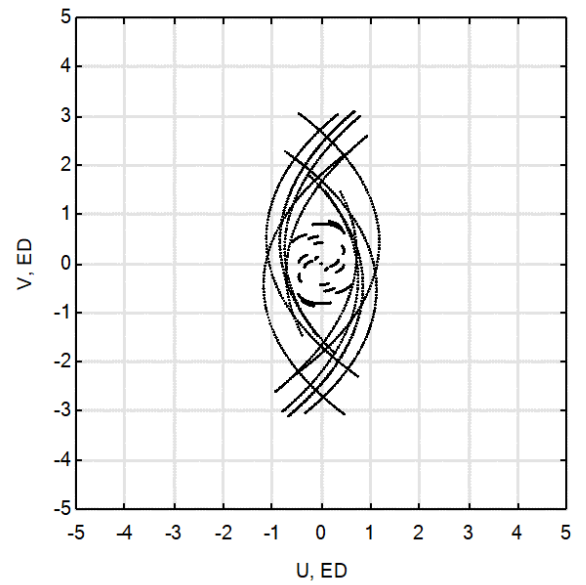
Ориентация орбиты. Наибольшая эволюция UV-заполнения происходит в момент прохождения КРТ перигея орбиты. Так как перигейное расстояние не превышает нескольких диаметров Земли, лучшие заполнения получаются при $i' = 0^\circ$ (Рис. 2.14, б).

По мере увеличения i' заполнение начинает постепенно вырождаться в одномерное. Однако может наступить такой момент, когда UV-заполнение снова становится приемлемым. Соответствующее значение i' зависит от апогейного расстояния и вычисляется с помощью формулы (13). Тем не менее, получаемое UV-заполнение все же хуже, чем заполнение, получаемое в перигее (Рисунок 20 и Рисунок 21). Более того, для построения этого UV-заполнения требуется значительно больше времени, чем для заполнения в перигее. Это может оказаться решающим фактором при наблюдении некоторых переменных источников, в частности для Sgr A*. Наблюдения в апогее орбиты при $i' = 0^\circ$ имеет смысл проводить для получения одномерных изображений со сверхвысоким разрешением, когда проекции баз составляют несколько десятков диаметров Земли. Отсюда можно заключить, что в случае околоземных орбит лучшие UV-заполнения будут для источников, лежащих вблизи нормали орбиты. Угловое расстояние между нормалью орбиты и направлением на источник и есть i' . Ситуация прямо противоположена орбитам возле L2.

Безусловно, необходимо учитывать условия видимости, которые на околоземных орбитах несколько строже, чем на орбитах около L2 – в поле зрения КРТ попадают еще Земля и Луна. Тем не менее, данный вывод крайне важен



а) $a = 165$ тыс. км. $e = 0.91$ $i = 24.01^\circ$
 $\Omega = 356.41^\circ$ $\omega = 268^\circ$ $M = 157^\circ$



б) $a = 165$ тыс. км. $e = 0.91$ $i = 119^\circ$
 $\Omega = 356^\circ$ $\omega = 0^\circ$ $M = 356.2^\circ$

Рис. 2.14. Примеры UV-заполнения на высоких эллиптических орбитах, Sgr A*, сеть ЕНТ, 2 суток с 2025-07-01T04:00:00. а) Полученного в момент прохождения КРТ апогея орбиты. Такая ситуация возникает только при определенных параметрах орбиты [96]. б) Полученного в момент прохождения КРТ перигея орбиты, здесь $i' = 0^\circ$.

при выборе параметров орбиты и ее эволюции. В частности, это один из критериев выбора околоземной орбиты для К-РСДБ наблюдений: нужно выбирать околоземную орбиту так, чтобы за все время миссии нормаль к плоскости орбиты покрывала как можно больше целевых источников (или небесной сферы).

2.3.4. Задача поиска оптимальной орбиты

Запуск Спектр-М будет производиться в космодрома Байконур [35] (45.9646° с.ш., 63.3052° в.д.), поэтому наклон орбиты $i = 51.7^\circ$ в системе GCRF. Пусть момент выхода на целевую околоземную орбиту будет t_0 , а t_1 – момент перехода на перелетную орбиту.

Высоты перигея и апогея орбиты определяются возможностями разгонного блока, который на данный момент еще не выбран. Для определенности будем считать их равными 600 и 340000 км соответственно.

Средняя аномалия фиксирует лишь положения КРТ на орбите и на нее сильно влияет на расчеты (только на эволюцию орбиты). Учет средней аномалии больше важен при планировании уже конкретной программы наблюдений.

Для осуществления перелета в L2 с помощью гравитационного маневра у Луны будем требовать:

1. $|\omega_{ECL}(t_1)| \leq 15^\circ$, где $\omega_{ECL}(t_1)$ – аргумент перицентра орбиты в эклиптической системе координат на эпоху t_1 .
2. $165^\circ \leq \Omega_{L2}(t_1) \leq 195^\circ$, где $\Omega_{L2}(t_1)$ – долгота восходящего узла орбиты во вращающейся системе координат, оси которой сонаправлены с осями системы координат, связанной с точкой либрации L2. Это условие нужно для того, чтобы апогей орбиты был направлен в сторону L2 в момент выхода на переходную орбиту.
3. в эпоху t_1 Луна также должна находиться между Землей и L2.

Таким образом, начальные условия, которые зафиксированы:

$$a(t_0) = 176670 \text{ км}, e(t_0) = 0.960547914190298, i(t_0) = 51.7^\circ, M(t_0) = 0^\circ.$$

Саму задачу поиска оптимальной орбиты можно поставить как поиск ми-

нимума функции F при соблюдении условий 1-3:

$$F(t_0, t_1, \mathbf{s}_0(\omega_0, \Omega_0)) = \sum_{i=1}^{N=123} K_i(t_0, t_1, \mathbf{s}_0(\omega_0, \Omega_0)) \quad (2.5)$$

Суммирование идет по всем источникам целевого каталога [104]. В качестве K -функции источника, согласно написанному выше, будем использовать:

$$K_i = \min_{t \in [t_0, t_1]} i'(\alpha, \delta, \omega_0, \Omega_0, \beta)$$

Эту задачу можно решать простым перебором по ω_0 и Ω_0 с шагом в 1° , так как она является сильно нелинейной и практически полностью определяется эволюцией элементов орбиты.

При этом нефизичные решения следует отбрасывать (например, если КА «врезается» в Луну или Землю, сильно неустойчивая орбита и т.д.).

Эволюция орбиты зависит от баллистических параметров КРТ, которые на данном этапе проекта известны только приближенно. Долгосрочный прогноз орбиты на несколько лет вперед имеет в большей степени оценочный характер. Реальные точные расчеты орбиты должны использовать измерения, и тогда прогноз движения строится на основе уточненной орбиты, которая может значительно отличаться от предварительного решения.

2.3.5. Пример околоземной орбиты

Метод интегрирования. Численное интегрирование проводилось с помощью методе Рунге-Кутты 3-4го порядка с адаптивным шагом интегрирования. Контроль точности вычислений с помощью стратегии RSS-Step ([Численное интегрирование](#)).

Модель сил.

- Гравитационное поле Земли: 72x72 гармоник, EGM2008 [74].
- Гравитационное поле Луны: 4x4 гармоник, GL1500E [113].
- Солнце и другие планеты: без гармоник, массы небесных тел выбраны согласно DE430/DE431 [95].

- Атмосферное трение: динамическая модель верхних слоев атмосферы NRLMSISE00 [67].
- Давление солнечного света: коническая тень от Земли, без сглаживания [3]. Пока нет точных баллистических параметров КРТ, коэффициент отражения принимается равным 1, а эффективная площадь отражения – 300 м².
- Земные приливы и релятивистская поправка в расчетах не учитывались.

Интервал времени. Начальная эпоха $t_0 = 2029-01-01$, конечная эпоха $t_1 = 2030-01-01$.

В результате была получена лучшая орбита с элементами: $a(t_0) = 176670$, $e(t_0) = 0.96$, $i(t_0) = 51.7^\circ$, $\Omega_0(t_0) = 342^\circ$, $\omega_0(t_0) = 280^\circ$, $M(t_0) = 0^\circ$. При этом аргумент перицентра в эклиптической геоцентрической системе координат на конечную эпоху $|\omega_{ECL}(t_1)| = 9.98^\circ$.

Ниже также приведены примеры UV-заполнений для наиболее важных целевых источников: M31, M87 и Sgr A* (Рис. 2.15). Сравнение UV-заполнений для M87, получаемых на разных орбитах, наглядно демонстрирует преимущество околоземной орбиты перед текущим вариантом гало-орбиты в режиме КРСДБ (Рис. 2.4).

Если построить карты минимальных и максимальных проекций баз, аналогично тому, как это было сделано для орбит в окрестности L2, то станет очевидно, что данная орбита имеет большие базы (Рис. 2.16) и не имеет проблем с минимальными проекциями базы (Рис. 2.17). Схожая орбита была использована в проекте РадиоАстрон [36].

2.3.6. Частный случай оптимизации для Sgr A* и M87

В работе [98] рассматривался аналогичный подход, но только для двух источников – Sgr A* и M87.

В этом случае получились две наиболее подходящие орбиты:

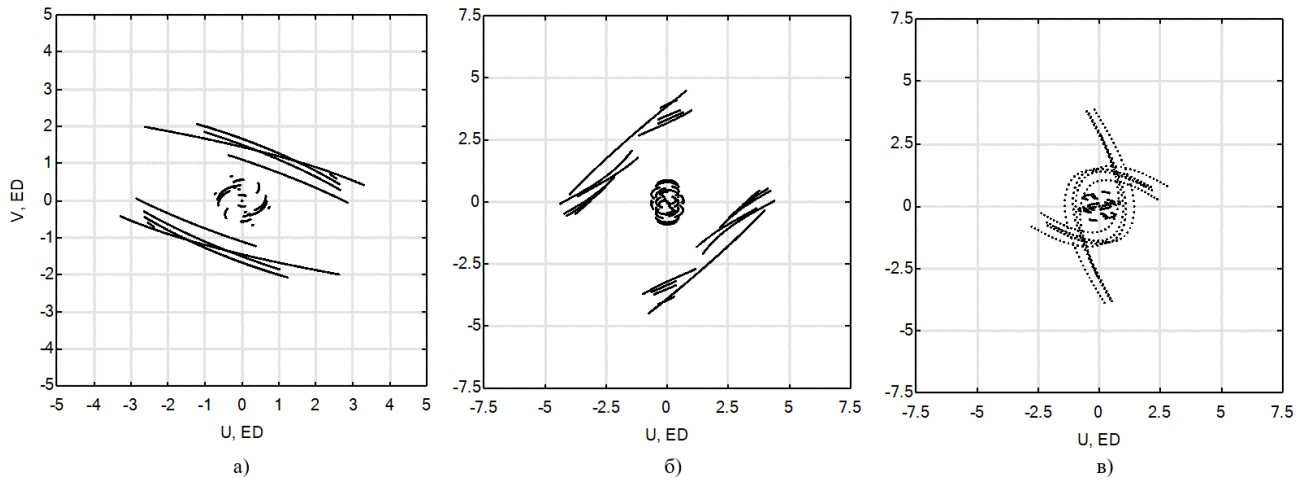


Рис. 2.15. Примеры UV-заполнения на оптимальной орбите, сеть ЕНТ, 1 сутки наблюдений.
а) М31 за 2029-12-06. б) Sgr A* за 2029-09-11. в) М87 за 2029-01-27.

- Орбита 1: $a(t_0) = 165000$, $e(t_0) = 0.939$, $i(t_0) = 20.01^\circ$, $\Omega_0(t_0) = 358^\circ$, $\omega_0(t_0) = -92^\circ$, $M(t_0) = 0^\circ$.
- Орбита 2: $a(t_0) = 165000$, $e(t_0) = 0.939$, $i(t_0) = 323^\circ$, $\Omega_0(t_0) = 170^\circ$, $\omega_0(t_0) = -114^\circ$, $M(t_0) = 0^\circ$

Соответствующие UV-заполнения в сравнении с гало-орбитой для Sgr A* и М87 изображены на рисунке (Рис. 2.18).

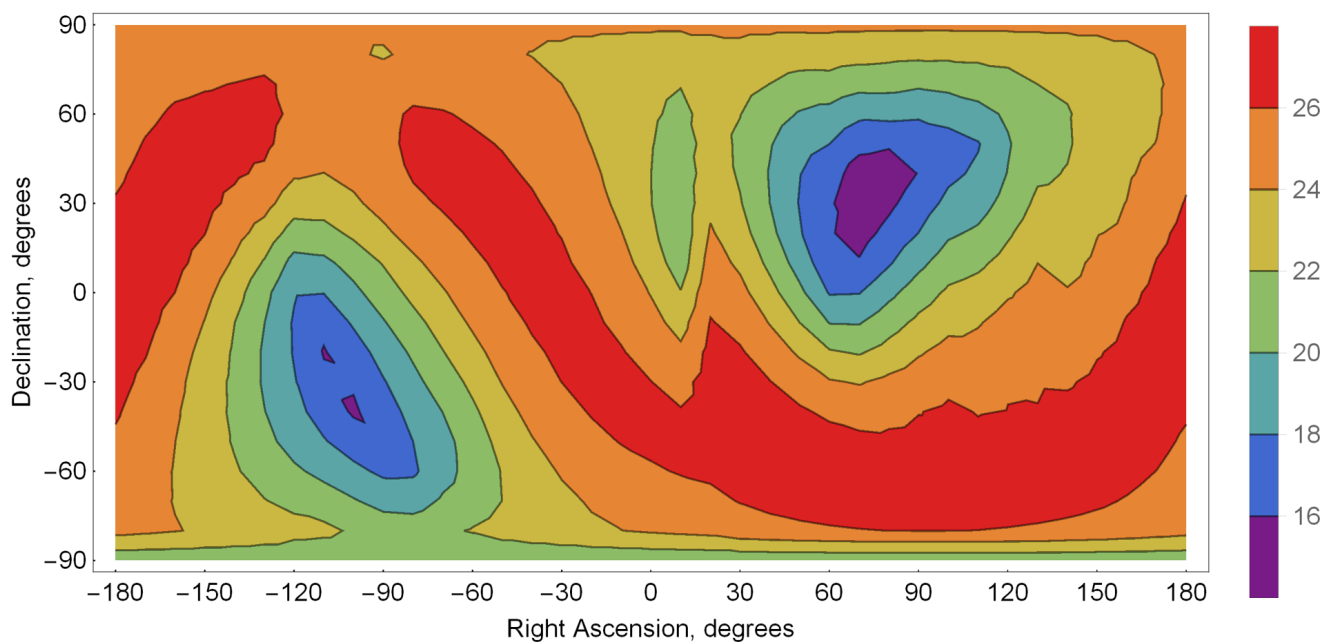


Рис. 2.16. Карта максимальных проекций баз (ED) для околоземной орбиты в эклиптической геоцентрической системе эпохи J2000. Интервал построения – 1 год.

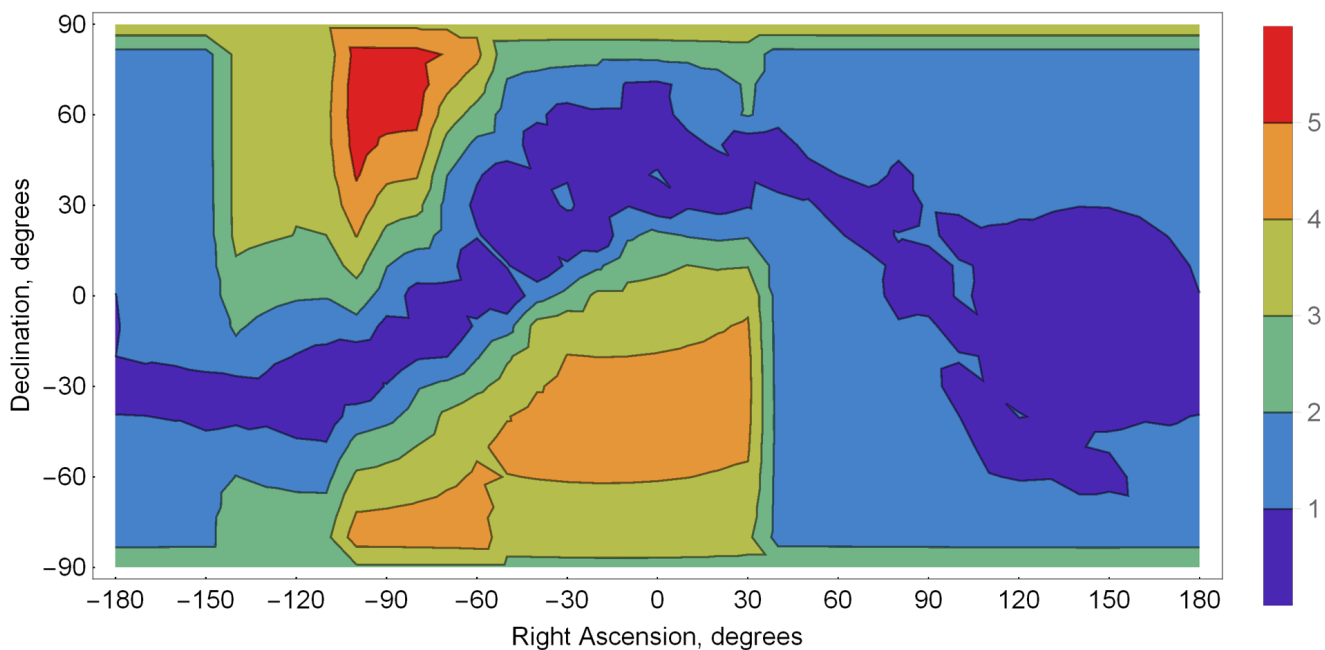


Рис. 2.17. Карта минимальных проекций баз (ED) для околоземной орбиты в эклиптической геоцентрической системе эпохи J2000. Интервал построения – 1 год.

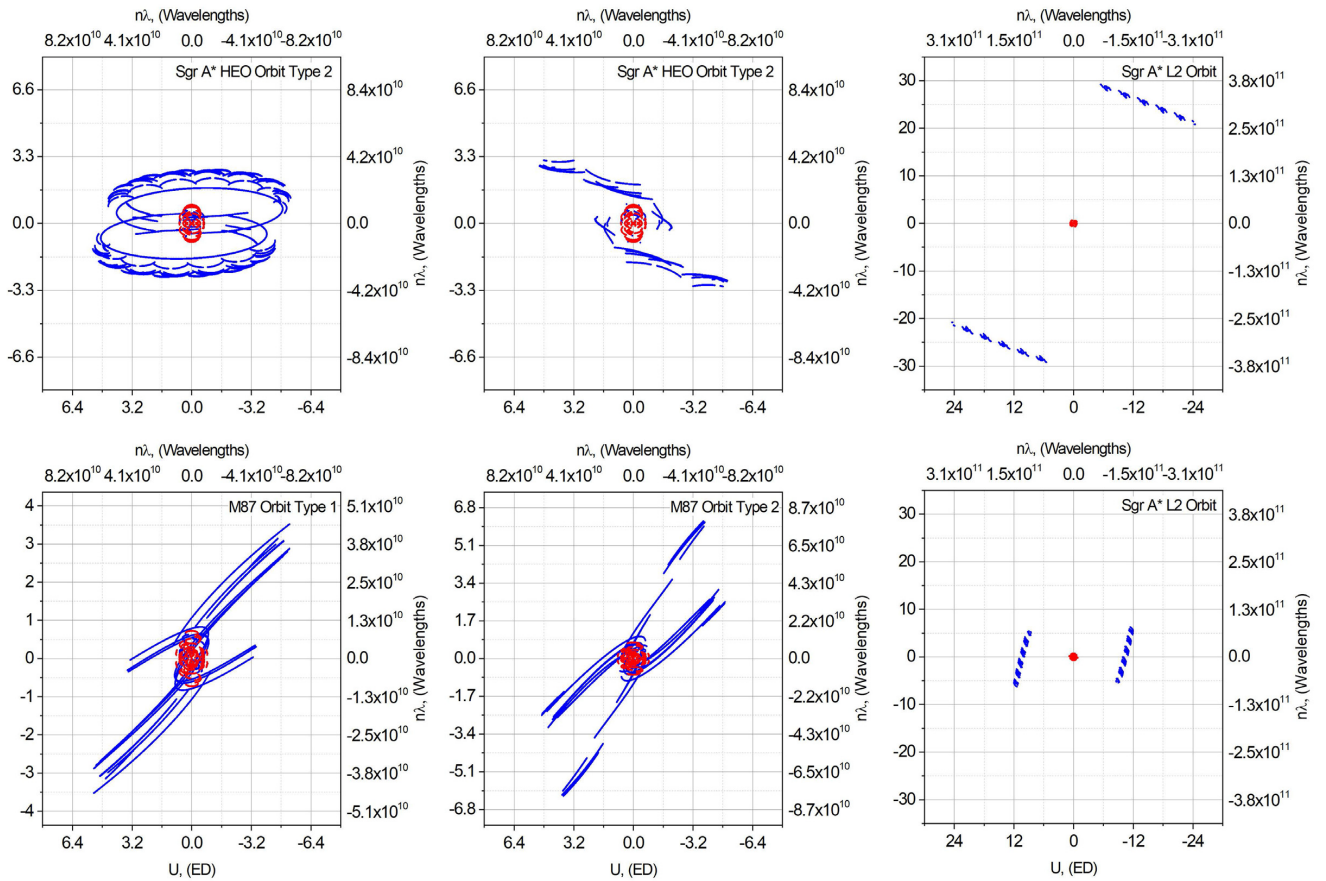


Рис. 2.18. Верхний ряд: UV-заполнения для Sgr A* слева направо Орбита 1, Орбита 2, гало-орбита. Нижний ряд: UV-заполнения для M87 слева направо Орбита 1, Орбита 2, гало-орбита. Красными точками отмечены базы ЕНТ, синими – ЕНТ + Миллиметрон [98].

Глава 3

Оптимизация режима работы группировки ДЗЗ

В этой главе приведен пример использования разработанного ПМО в контексте оптимизации работы околоземной группировки ДЗЗ из 200 спутников. Используя стандартные модули `UnioGb` удалось определить режим работы группировки, позволяющий передавать на Землю более 800 ТБ данных за две недели.

3.1. О спутниковой группировке

АО Ситроникс создает спутниковую группировку ДЗЗ [114], состоящую из 200 КА, находящихся на низких околоземных солнечно-синхронных орбитах следующим образом: 20 равномерно разнесенных друг относительно друга плоскостей орбит (плоскости равномерно разнесены по долготе восходящего узла), с высотой орбит 600 км, каждая из которых содержит по 10 равноудаленных друг от друга спутников, движущихся друг за другом синхронно (Рис. 3.1). Спутники имеют разные характеристики (Таб. 3.1).

Съемка происходит в надир и начинается, когда спутник оказывается над территорией России, а заканчивается, когда он выходит за ее пределы. Полученные изображения сохраняются на борту спутника и передаются на наземные станции (всего 14 станций), расположенные на территории РФ.

Система работает по расписанию, и каждый спутник может находиться в режиме съемки, передачи данных или ожидания. Снимки сохраняются в памяти аппарата и могут быть переданы только в зоне видимости наземных станций.

Таким образом, группировка ДЗЗ состоит из нескольких спутников, которые производят и передают информацию. Это позволяет получать актуальную информацию о состоянии территории России и использовать ее для различных целей, включая мониторинг природных ресурсов, контроль за выполнени-

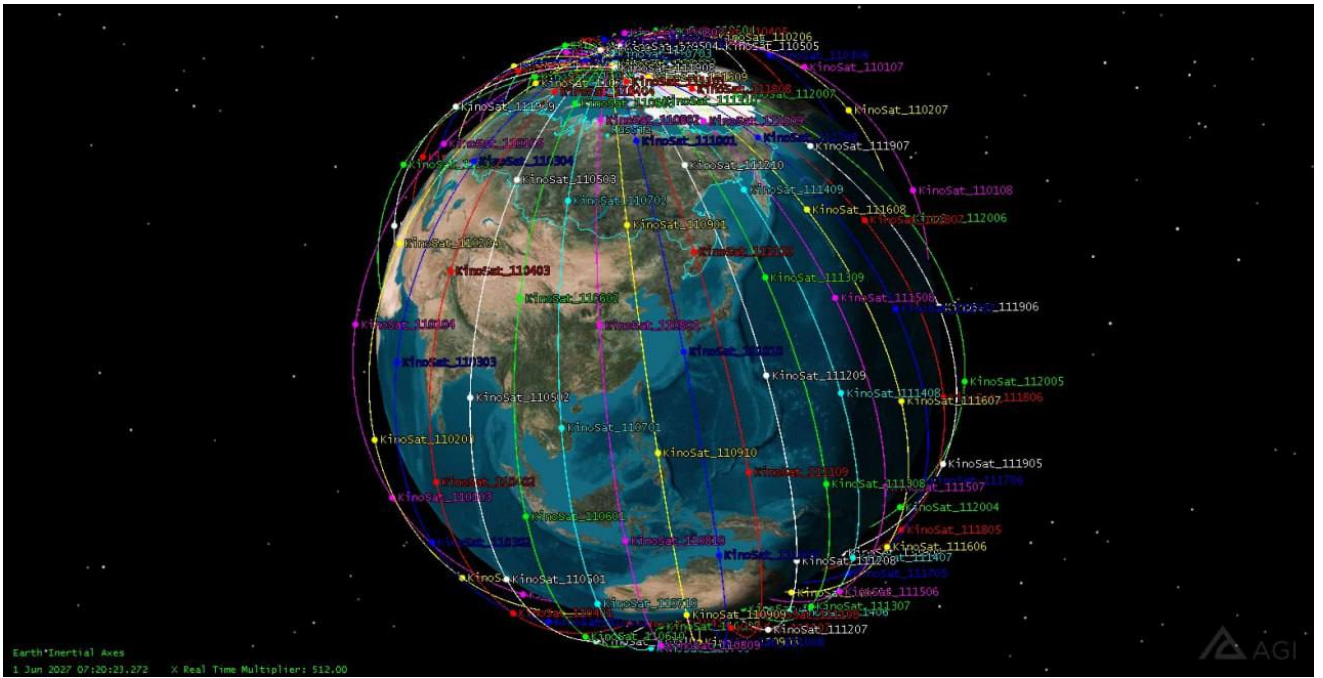


Рис. 3.1. Конфигурация орбит группировки ДЗЗ, разрабатываемой АО Ситроникс. Построение выполнено в STK [4] сотрудниками АО Ситроникс.

ем строительных работ и другие задачи.

Неправильное планирование передачи данных с космических аппаратов может привести к неэффективному использованию ресурсов, замедлению процесса и увеличению финансовых затрат [115, 116]. Чтобы максимизировать количество передаваемых данных на меньшее количество земных станций, необходимо оптимизировать периоды передачи с учетом времени вхождения аппаратов в зону видимости станций. Таким образом, необходимо определить опти-

	Киноспутник	Зоркий
Количество	50	150
Скорость записи	4 Гбит/с	4 Гбит/с
Объем бортовой памяти	1 ТБ	0.5 ТБ
Скорость передачи	1 Гбит/с	0.25 Гбит/с

Таблица 3.1. Характеристики спутников группировки ДЗЗ.

мальный режим работы группировки, при котором будет передано максимальное количество данных на Землю.

3.2. Оптимизация режима работы

3.2.1. Постановка задачи

Исходная постановка задачи следующая [114]. На вход подается конфигурация системы:

- количество и расположение наземных станций,
- количество и траектории спутников,
- технические характеристики спутников и станций.

Результатом работы ПМО является расписание оптимальной по времени передачи данных со спутниковой группировки на сеть наземных станций. Временной интервал на котором составляется расписание, определяется из входных данных. При решении задачи необходимо учитывать следующие ограничения:

1. Любой из космических аппаратов группировки может сбрасывать данные на любую, но только на одну станцию, в зоне видимости которой он находится. Передача данных возможна в течение всего времени, пока аппарат находится в прямой видимости этой станции.
2. Станция не может одновременно принимать данные с более чем одного аппарата.
3. Сбросы могут выполняться в любое время суток.
4. Каждая из станций может работать с любым аппаратом, находящимся в зоне ее прямой видимости, но только одним.
5. Сеанс связи со спутником начинается и заканчивается по инициативе наземной станции-инициатора. Если он начался, его прервать может только станция-инициатор.
6. В процессе сеанса работы со спутником, станция не может переключиться на прием данных с другого, находящегося в ее зоне видимости

одновременно с тем, который на связи.

7. Спутник, войдя в связь со станцией, не может переключиться по своей инициативе на передачу другой станции, пока не будет закончен сеанс с текущей.
8. Последовательное переключение между сеансами как спутника, так и станции выполняется мгновенно.
9. Если память аппарата заполнена, то аппарат больше не снимает до момента, пока хотя бы ее часть не будет освобождена после сброса данных на Землю.
10. Можно сбросить часть данных и продолжить снимать, заполняя оставшуюся свободной часть бортовой памяти.
11. Аппарат может снимать, только если местное время в подспутниковой точке лежит между 9 часами утра и 18 часами вечера – в противном случае на Земле сумерки или ночь, съемка в таких условиях смысла не имеет.
12. Одновременная съёмка и сброс данных не допускается. Процессы могут выполняться только последовательно.

В общем случае решение задачи происходит в несколько этапов, причем первые три из них наиболее тривиальные и решаются большинством ПМО, в том числе *Uniorb* достаточно просто:

1. По начальным параметрам орбиты рассчитывается траектория движения спутников.
2. Определяются эфемериды видимости спутников для каждой станции.
3. Определяются эфемериды пролетов спутников над территорией РФ с учетом ограничения на местное время.
4. По эфемеридам рассчитывается режим работы группировки (в какое время каждый спутник ведет съемку или передается данные) с учетом ограничений.

3.2.2. Подход к решению задачи

Задача имеет огромное количество параметров, и решение в лоб такой оптимальной задачи на поиск глобального максимума будет крайне затратным вычислительно, особенно если речь пойдет о долгосрочном планировании. Рассмотрим подход, основанный на обработке ряда событий по типу жадного алгоритма [117].

Событие – это фиксация некоторого факта. Фактически все события определяются эфемеридами видимостей спутников и пролетами над РФ:

1. Вход спутника S в зону видимости станции T .
2. Выход спутника S из зоны видимости станции T .
3. Вход спутника S на территорию РФ.
4. Выход спутника S с территории РФ.

При наступлении каждого события обновляются параметры всей системы (сколько данных на каком спутнике и т.д.), а также принимается решение для событий 1 и 2, с какого спутника должна скачивать данные станция. Алгоритм принятия решения, с какого спутника должна скачивать данные станция, далее будем называть стратегией.

Стратегия принимает на вход:

1. станцию,
2. спутник, с которого в данный момент станция скачивает данные (при наличии),
3. список и параметры спутников, которые находятся в зоне видимости станции, включая факт передачи данных этими спутниками на другие станции.

На выходе получаем спутник, с которого необходимо выгружать данные, в том числе такого спутника может и не быть, если:

1. нет спутников в зоне видимости,
2. нет спутников, у которых занята бортовая память, и они не ведут вы-

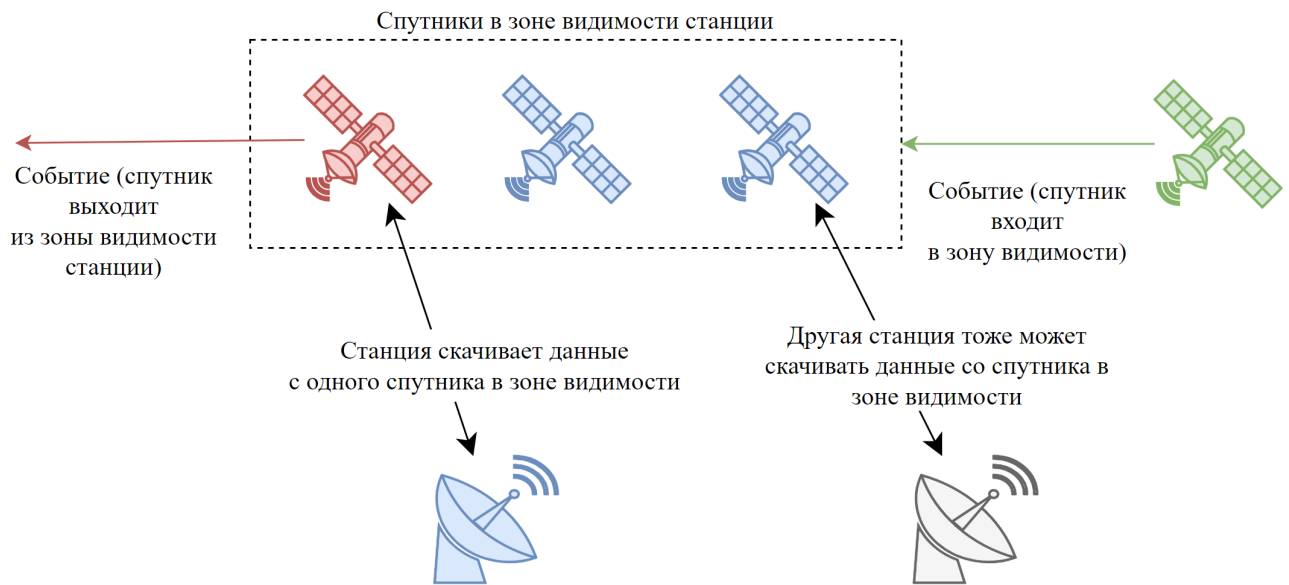


Рис. 3.2. Стратегия определяет, с какого спутника станция должна скачивать данные.

грузку на другие станции.

Таким образом, выбирая ту или иную стратегию, определяющую локального поведение станции, мы можем менять глобальные результаты. Особенности данного подхода:

1. Задача колоссально упрощается по сравнению с задачей прямой оптимизации, при этом результат сопоставим.
2. Модель крайне простая – все, что требуется, определить и подобрать нужную стратегию.
3. Позволяет легко учитывать физические ограничения, и довести решение до вполне физического (учитывать скорость наведения станции на спутники, добавить ограничение по минимальному времени сеанса и т.д.).
4. Позволяет отдавать приоритет тем или иным спутникам, например, когда необходимо получить данные с определенных спутников / провести оперативную съемку определенных участков Земли (достаточно учесть это в Стратегии).
5. Вместо интегрирования по времени решается дискретная задача по событиям, что кардинально ускоряет расчет.

3.2.3. Описание алгоритма

Алгоритм обрабатывает упорядоченный по времени ряд событий последовательно в два шага.

Шаг 1. Обновление параметров системы на начало события

На вход подаются моменты времени T_0 предыдущего и T_1 нового события и информация о состоянии системы (какой объем памяти занят на каждом спутнике, какие спутники передают данные, какие станции принимают данные, какие спутники ведут съемку, характеристики спутников).

Для всех спутников системы:

1. Если спутник не передает данные на станцию:
 - 1.1. Если спутник летит над РФ в подходящее время для съемки, добавляем объем занятой бортовой памяти (идет съемка), с учетом ограничения на максимальный объем.
 - 1.2. Суммируем теоретический максимум данных со спутника (если во время всех пролетов над РФ будет вестись съемка), которые можно получить со спутника. Это нужно для оценки эффективности алгоритма и конфигурации.
2. Если спутник передает данные на станцию:
 - 2.1. Убавляем объем занятой бортовой памяти (идет передача) с учетом ограничения 0 снизу.
 - 2.2. Если данные со спутника передались полностью, выбираем новый спутник для станции согласно стратегии.

Шаг 2. Обработка события. Зависит от типа события.

Событие 1. Вход спутника S в зону видимости станции T :

1. Добавляем спутник S в зону видимости станции T .
2. Если спутник S в данный момент скачивает данные на другую станцию – обработка не требуется.
3. Иначе:

- 3.1. Определяем спутник, данные с которого должна скачивать станция согласно стратегии.
- 3.2. Если спутник, с которого передаются данные на станцию, не меняется – обработка не требуется.
- 3.3. Иначе:
 - 3.3.1. Если станцию получала данные с некоторого спутника, то сессия с ним завершается.
 - 3.3.2. Обновляем информацию о спутнике, с которого станция получает данные (спутника может и не быть).
 - 3.3.3. Если новый спутник есть, то создаем новую сессию и обновляем в информации о станции, на которую передает данные спутник.

Событие 2. Выход спутника S из зоны видимости станции T .

Полностью аналогично предыдущему событию, кроме шага 1: Убираем спутник S из зоны видимости станции T .

Событие 3. Вход спутника S на территорию России.

В информации о системе фиксируем, что спутник S летит над Россией в подходящее время для съемки и может вести съемки (если есть свободная бортовая память и не ведется передача данных).

Событие 4. Выход спутника S с территории России.

В информации о системе фиксируем, что спутник S не летит над Россией в подходящее время для съемки.

3.2.4. Полученные результаты

Расчеты проводились для интервала с 1 июня 2027 по 13 июня 2028 года. Всего использовалось четыре варианта стратегий:

Стратегия 1. Станция скачивает данные со спутника с максимально заполненной бортовой памятью.

Стратегия 2. Станция скачивает данные со спутника, который может

передавать данные с наибольшей скоростью (приоритет Киноспутникам). При равных скоростях передачи приоритет отдается спутнику с максимально заполненной бортовой памятью.

Стратегия 3. Станция не скачивает никаких данных. Используется для отладки решения. Аналогично можно рассмотреть стратегию, когда данные скачиваются только с Зорких / Киноспутников.

Стратегия 4. Станция скачивает данные с Киноспутника в первую очередь, если у него более 20% заполненной памяти и он не ведет съемку (берем максимально заполненный из всех удовлетворяющий условию). В остальном – как в Стратегии 1. Учитывает недостаток Стратегии 2, когда Киноспутники передают данные в моменты пролета над РФ. 20% найдено бинарным поиском. Также для оценки решение следует использовать предельные параметры системы:

- Теоретический максимум собранных спутниками данных (пролетая над РФ в подходящее местное время, спутник всегда ведет съемку): 2245640 ГБ
- Теоретический максимум полученных на Земле данных (все станции все время принимают данные со скоростью передачи КиноСпутника): $14 \text{ станций} \times 13 \text{ полных суток} \times 86400 \text{ секунд} \times 0.125 \text{ ГБ/с} = 1965600 \text{ ГБ}$
- Практический максимум полученных на Земле данных, если считать среднюю скорость передачи данных по группировке: $14 \text{ станций} \times 13 \text{ полных суток} \times 86400 \text{ секунд} \times (0.125 \times 1/4 + 0.03125 \times 3/4) = 859950 \text{ ГБ}$
- Теоретический максимум собранных спутниками данных (пролетая над РФ в подходящее местное время, полагается, что спутник всегда ведет съемку): 2245640 ГБ
- Теоретический максимум полученных на Земле данных (все станции все время принимают данные со скоростью передачи КиноСпутника): $14 \text{ станций} \times 13 \text{ полных суток} \times 86400 \text{ секунд} \times 0.125 \text{ ГБ/с} = 1965.6 \text{ ТБ}$
- Практический максимум полученных на Земле данных, если считать

Показатель	Страт. 1	Страт. 2	Страт. 3	Страт. 4
Объем переданных данных, ГБ	683159	476219	0	808798
Время работы алгоритма, с	1.313	1.382	0.866	1.459

Таблица 3.2. Результаты работы алгоритма с использованием различных стратегий. По оси X – объем переданных данных в ГБ, по оси Y – количество спутников. Пик в 150 спутников в районе 3000 ГБ данных – это Зоркие.

среднюю скорость передачи данных по группировке: 14 станций \times 13 полных суток \times 86400 секунд \times $(0.125 \times 1/4 + 0.03125 \times 3/4) = 859.95$ ТБ

Стратегии 1 старается максимально уравнивать объем занятой бортовой памяти, без учета скорости передачи данных, поэтому не дает лучший результат. Стратегия 2 интересная тем, что если все время пытаться скачивать данные с КиноСпутников, даже если спутник ведет съемку, то не бортовая память заполняется не полностью. Стратегия 3 лишь показывает, что если не передавать данные со спутников, то к 378 минуте появится первый спутник с переполненной бортовой памятью, а через двое суток уже все спутники полностью исчерпают лимит. Стратегия 4 учитывает недостатки Стратегии 2, поэтому показывает лучший результат (Таб. 3.2).

Итого лучшая стратегия дает результаты 808.8 ТБ данных (94% от практического максимума), при этом средний объем переданных данных одним спутником – 4043 ГБ, минимальный – 2270 ГБ, максимальный – 10761 ГБ. Система выходит на стабильный режим работы, при котором средний объем занятой бортовой памяти по всей группировке 70 ТБ (Рис. 3.4).

Для КиноСпутников коэффициент утилизация (отношение фактически переданных данных к теоретическому максимуму), в среднем 94% и абсолютно у всех он больше 91%. При этом нет ни одного переполнения бортовой памяти КиноСпутника. Для Зорких этот же коэффициент равен 21%, и у всех он больше 20%, при этом в среднем 1 спутник всегда переполнен (Рис. 3.3). Все станции

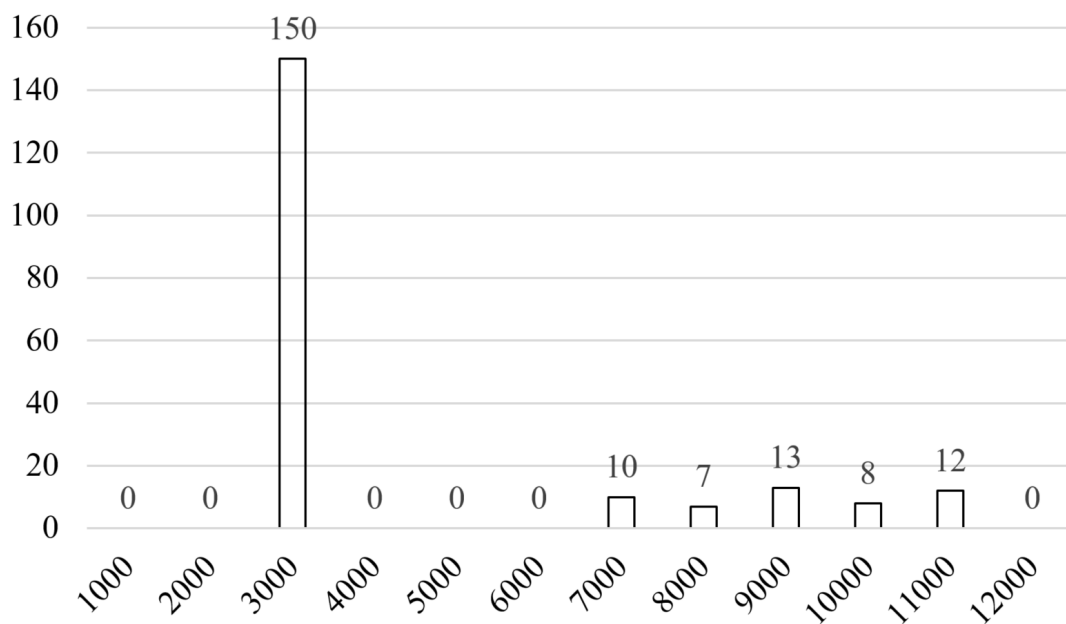


Рис. 3.3. Распределение спутников по объему переданных данных на Землю.

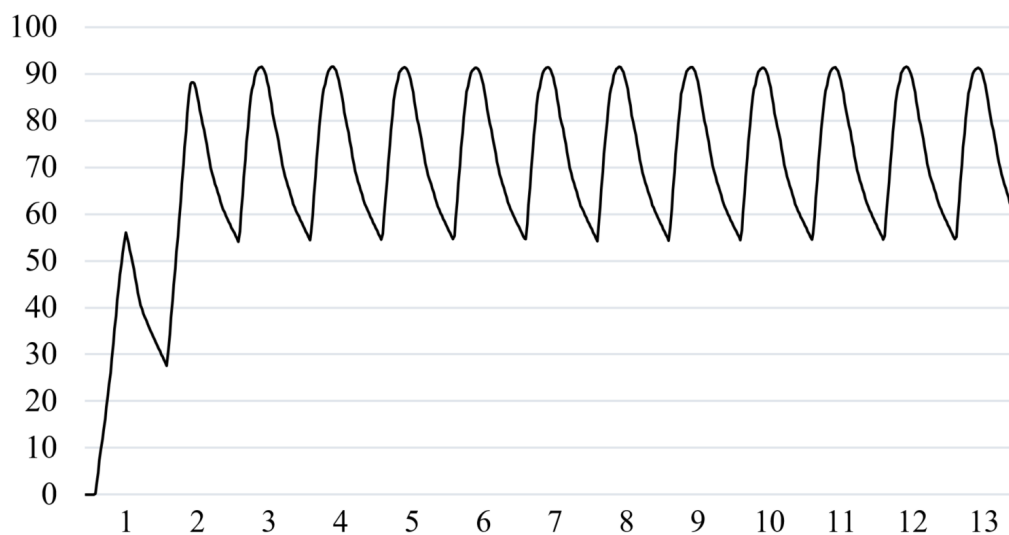


Рис. 3.4. График зависимости суммарного объема занятой бортовой памяти от времени на протяжении 13 суток. По оси X – номер суток, по оси Y – суммарный объем занятой бортовой памяти по всей группировке в ТБ.

практически всегда ведут прием данных, это значит, что исчерпан лимит по КиноСпутникам, и оставшийся ресурс наземного контура используется Зоркими, но этого ресурса недостаточно. Отсюда получается важное заключение, что текущего наземного контура недостаточно для полной утилизации группировки, и необходимо добавить наземные станции либо пересмотреть группировку по типовому составу. Высокая скорость работы алгоритма позволяет использовать его внутри градиентного спуска или аналогичных методов для отыскания оптимальных расположений станций и типового состава группировки. Рассматривая абсолютно все ответвления (то есть варианты выбора спутника при наступлении события), можно отыскать точное решение для любой конфигурации, но для этого потребуются существенные вычислительные мощности.

Заключение

Основные результаты работы заключаются в следующем:

1. Собраны и проанализированы требования к методам решения задач баллистики и навигации КА, которые можно использовать для решения широкого спектра задач. На основе собранных требований разработано ПМО, которое позволяет решать широкий спектр задач баллистики и навигации КА. Архитектура ПМО позволяет расширять и дополнять его новыми модулями, поэтому оно может быть использовано в качестве основы для создания новых методов и ПМО более высокого уровня. Требования, использованные для разработки ПМО, могут быть переиспользованы при создании новых программных библиотек и численных методов. Алгоритмы и методы, впервые реализованные в ПМО, такие как параллельный алгоритм Холмса и метод преобразования координат и шкал времени с использованием графов и кэшей, позволяюткратно ускорить расчеты путем более высокой утилизации процессорного времени, особенно при использовании моделей сил с большим числом гармоник гравитационного поля Земли.

2. Разработанные методы в виде ПМО могут быть эффективно использованы для решения специализированных задач, что было показано на примере анализа Миллиметрона, по результатам которого впервые был выявлен ряд существенных недостатков номинальной гало-орбиты Спектр-М:

- Для всех источников наблюдается крайне медленная эволюция UV-заполнений, потому что КРТ находится в 1.5 млн. км от Земли, и его относительная скорость не превышает 1 км/с.
- Полугодовой период орбиты приводит к бедной статистике малых проекций баз: только 12% источников из предварительного каталога и 20% узлов равновеликой сетки небесной сферы имеют проекции баз меньше 5 ED.
- Существуют сложности с эффективным использованием наблюдательного времени. Между двумя последовательными наблюдениями, в течение

которых реализуются хорошие UV-заполнения, может пройти несколько месяцев. 72% времени всей миссии ни для одного источника предварительного каталога нет малых проекций баз до 20 ЕД.

- Возможны проблемы с передачей данных в режиме К-РСДБ, так как не всегда существуют условия для обеспечения необходимой радиовидимости КРТ с учетом доступных наземных станций слежений.

Эти же недостатки есть и у других ограниченных орбит около L2, в том числе и у часто используемых на практике орбит Лиссажу.

Сформулирован обобщенный подход к оптимизации орбит К-РСДБ, который может быть применен как для анализа существующих, так и для выбора оптимальных орбит грядущих проектов. На основе обобщенного подхода был рассчитан альтернативный вариант орбиты для проекта Миллиметрон, который может увеличить эффективность всей миссии за счет лучшего UV-заполнения целевых источников.

3. Определен режим работы спутниковой группировки ДЗЗ, разрабатываемой в АО Ситроникс, позволяющий за две недели передавать на Землю порядка 800 ТБ данных. Метод, использованный для поиска оптимального режима, может быть использован в том числе для оптимизации всей конфигурации группировки и выбора наиболее подходящих наземных станций для приема данных.

Словарь терминов

API — Application Programming Interface, программный интерфейс.

ED — Earth diameter, диаметр Земли.

IAU — The International Astronomical Union, см. МАС.

Архитектурный паттерн — описание взаимодействия объектов и классов, адаптированных для решения общей задачи проектирования в конкретном контексте [61].

БНО — баллистико-навигационное обеспечение.

БСС — барицентр Солнечной системы.

ГПЗ — гравитационное поле Земли.

ДЗЗ — дистанционное зондирование Земли.

ИТ — источник требований.

КА — космический аппарат.

К-РСДБ — космический / наземно-космический радиointерферометр со сверхдлинными базами.

КРТ — космический радиотелескоп.

ЛСП — локальный стандарт покоя.

МАС — международный астрономический интегрирования и модели действующих сил, позволяющих интегрировать движение небесных тел.

ОДУ — обыкновенное дифференциальное уравнение.

ООП — объектно-ориентированное программирование.

ОС — операционная система.

ПВЗ — параметры вращения Земли.

ПМО — программно-математическое обеспечение.

Пропагатор — совокупность метода интегрирования и модели действующих сил, позволяющих интегрировать движение небесных тел.

ПСК — планетоцентрическая система координат.

ПФЛ — присоединенная функция Лежандра.

РСДБ — радиоинтерферометрия со сверхдлинными базами.

СК — система координат.

СМЧД — сверхмассивная черная дыра.

СОТР — система обеспечения Лежандра.

ТЗ — техническое задание.

ТСК — топоцентрическая система координат.

Фасад (программирование) — архитектурный паттерн.

ЦУП — центр управления полетами.

ЯП — язык программирования.

Список литературы

1. *Емельянов Н.В.* Динамика естественных спутников планет на основе наблюдений. — Фрязино, 2019.
2. *Montenbruck O., Gill E.* *Satellite Orbits - Models, Methods and Applications.* — 2002. — 04. — Vol. 55. — ISBN: 3-540-67280-X.
3. *Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А.* Теория движения искусственных спутников Земли. — Издательство Томского Университета, 2007.
4. *Ansys GI.* STK. — Access mode: <https://www.agi.com/products> (online; accessed: 2023-05-19).
5. *Richon K., Petersen J., Nicholso A.* Flight Dynamics Planning and Operations Support for the JWST Mission // *Astrodynamics Specialist Conference.* — 2022.
6. *AI Solutions.* FreeFlyer – astrodynamics software. — Access mode: <https://ai-solutions.com/freelyer-astrodynamic-software/> (online; accessed: 2023-05-14).
7. *Goddard Space Flight Center.* General Mission Analysis Tool (GMAT). — 2016. — Access mode: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1>.
8. *Bernese GNSS Software / R. Dach, D. Arnold, C. Baumann et al.* — 2015. — 06. — P. 172–173. — ISBN: 978-3-908440-39-0.
9. *NASA NAIF.* SPICE toolkit. — 2022. — Access mode: <https://naif.jpl.nasa.gov/naif/index.html>.
10. *Acton C. H.* Ancillary data services of NASA’s navigation and ancillary information facility // *Planetary and Space Science.* — 1996. — Vol. 44, no. 1. — P. 65–70. — Planetary data system. Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0032063395001077>.
11. *IMCCE.* CALCEPH. — 2022. — Access mode: <https://www.imcce.fr/recherche/equipes/asd/calceph/1>.

12. *IAA RAS*. Solar system ephemeris access library. — 2022. — Access mode: <https://gitlab.iaaras.ru/iaaras/ephemeris-access1>.
13. *International Astronomical Union*. Standards of fundamental astronomy. — 2021. — Access mode: <https://www.iausofa.org/>.
14. *Maisonobe L., Pommier V., Parraud P.* OREKIT: An open source library for operational flight dynamics applications. — 2010. — 04.
15. *Gurvits L.* Space VLBI: from first ideas to operational missions // *Advances in Space Research*. — 2020. — 01. — Vol. 65. — P. 868–876.
16. RadioAstron science program five years after launch: Main science results / N. Kardashev, Alexey Alakoz, A. Andrianov et al. // *Solar System Research*. — 2017. — 12. — Vol. 51. — P. 535–554.
17. *Hirabayashi H., Hirose H., Team V.* The VSOP mission: A general introduction and current overview // *Advances in Space Research*. — 2000. — 07. — Vol. 26. — P. 589–595.
18. First Sagittarius A* Event Horizon Telescope results. i. the shadow of the supermassive black hole in the center of the Milky Way / Kazunori Akiyama, Anton Alberdi, Walter Alef et al. — 2022. — 05. — Vol. 930.
19. Persistent asymmetric structure of Sagittarius A* on Event Horizon Scales / Vincent Fish, Michael Johnson, Sheperd Doeleman et al. // *The Astrophysical Journal*. — 2016. — 03. — Vol. 820. — P. 90.
20. *Fish V., Shea M., Akiyama K.* Imaging black holes and jets with a VLBI array including multiple space-based telescopes // *Advances in Space Research*. — 2019. — 04. — Vol. 65.
21. Millimetron—a large Russian-European submillimeter space observatory / Wolfgang Wild, Nikolay Kardashev, Sergey Likhachev et al. // *Experimental Astronomy*. — 2009. — 03. — Vol. 23. — P. 221–244.
22. Radio observations of active galactic nuclei with mm-VLBI / Bia Boccardi, T. Krichbaum, Eduardo Ros, J. Anton Zensus // *The Astronomy and Astrophysics Review*. — 2017. — 11. — Vol. 25.

23. *Schluter W., Behrend D.* The international VLBI Service for Geodesy and Astrometry (IVS): Current capabilities and future prospects // *Journal of Geodesy*. — 2007. — 01. — Vol. 81. — P. 379–387.
24. *Ma C.* The second realization of the ICRF with VLBI // *Proceedings of The International Astronomical Union*. — 2008. — 10. — Vol. 248. — P. 337–343.
25. *Bouffet R.* Evolution of the VLBI structure of ICRF sources : link between astrometry and astrophysics. — 2015. — 06.
26. *Томпсон А.Р., Моран Д.М., Свенсон Д.У.* Интерферометрия и синтез в радиоастрономии. — Физматлит, 2003.
27. Synthesis Imaging in Radio Astronomy II. — Vol. 180 of *Astronomical Society of the Pacific Conference Series*, 1999. — Jan.
28. *Palumbo D.* Expanding the Event Horizon Telescope to Space: a Conceptual Study // *The Future of High-Resolution Radio Interferometry in Space*. — 2018.
29. Very long baseline interferometric observations made with an orbiting radio telescope / G Levy, R Linfield, J Ulvestad et al. // *Science (New York, N.Y.)*. — 1986. — 11. — Vol. 234. — P. 187–9.
30. Very long baseline interferometry observations using the Tracking and Data Relay Satellite as an orbiting radio telescope / R. Linfield, G. Levy, J. Ulvestad et al. // *Proceedings of the International Astronomical Union*. — 1988. — 02. — Vol. 129. — P. 457.
31. 15 GHz space VLBI observations using an antenna on a TDRSS satellite / R. P. Linfield, G. S. Levy, C. D. Edwards et al. // *The Astrophysical Journal*. — 1990. — Jul. — Vol. 358. — P. 350.
32. *Hirayashi H.* Introduction to the VSOP mission and its scientific goals // *Advances in Space Research*. — 1991. — Vol. 11, no. 2. — P. 373–379. — Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/027311779190520T>.
33. The VLBI space observatory programme and the radio-astronomical satel-

- lite HALCA / Hisashi Hirabayashi, Haruto Hirosawa, Hideyuki Kobayashi et al. // *Publications of the Astronomical Society of Japan*. — 2000. — 11. — Vol. 52. — P. 955.
34. Space VLBI satellite HALCA and its engineering accomplishments / Haruto Hirosawa, Hisashi Hirabayashi, Hideyuki Kobayashi et al. // *Acta Astronautica*. — 2002. — 03. — Vol. 50. — P. 301–309.
35. Обзор научных задач для обсерватории Миллиметрон / Н.С. Кардашев, Игорь Д. Новиков, Владимир Н. Лукаш и др. // *Успехи физических наук*. — 2014. — Т. 184, № 12. — С. 1319–1352.
36. Orbit design for the Spektr-R spacecraft of the ground-space interferometer / N.S. Kardashev, B.B. Kreisman, A.V. Pogodin et al. // *Cosmic Research*. — 2014. — 09. — Vol. 52. — P. 332–341.
37. *Edwards P. G., Hirabayashi H.* Highlights from Space VLBI Observations with the HALCA Satellite // *New Century of X-ray Astronomy* / Ed. by H. Inoue, H. Kunieda. — Vol. 251 of *Astronomical Society of the Pacific Conference Series*. — 2001. — Jan. — P. 348.
38. Space mission Millimetron for terahertz astronomy / Andrey Smirnov, Andrey Baryshev, Sergey Pilipenko et al. // *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*. — 2012. — 09. — Vol. 8442.
39. Review of scientific topics for the Millimetron space observatory / N. S. Kardashev, I. D. Novikov, V. N. Lukash et al. // *Physics Uspekhi*. — 2014. — Dec. — Vol. 57, no. 12. — P. 1199–1228. — 1502.06071.
40. Simulations of imaging the event horizon of Sagittarius A* from space / Freek Roelofs, Heino Falcke, Christiaan Brinkerink et al. // *Astronomy & Astrophysics*. — 2019. — 05. — Vol. 625.
41. iARISE: A Next-Generation Two-Spacecraft Space VLBI Mission Concept / D. Murphy, R. Preston, E. Fomalont et al. // *Future Directions in High Resolution Astronomy* / Ed. by J. Romney, M. Reid. — Vol. 340 of *Astronomical Society of the Pacific Conference Series*. — 2005. — Dec. — P. 575.

42. The Chinese space millimeter-wavelength VLBI array - a step toward imaging the most compact astronomical objects / Xiaoyu Hong, Zhiqiang Shen, Tao An, Qinghui Liu // *Acta Astronautica*. — 2014. — Vol. 102. — P. 217–225. — Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576514001970>.
43. THEZA: TeraHertz exploration and zooming-in for astrophysics: An ESA voyage 2050 white paper / Leonid Gurvits, Zsolt Paragi, Viviana Casasola et al. // *Experimental Astronomy*. — 2021. — 06. — Vol. 51.
44. The science case and challenges of space-borne sub-millimeter interferometry / Leonid Gurvits, Zsolt Paragi, Ricardo Amils et al. // *Acta Astronautica*. — 2022. — 05. — Vol. 196.
45. Detecting functional field units from satellite images in smallholder farming systems using a deep learning based computer vision approach: A case study from bangladesh / Ruoyu Yang, Zia U. Ahmed, Urs C. Schulthess et al. // *Remote Sensing Applications: Society and Environment*. — 2020. — Vol. 20. — P. 100413. — Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2352938519301831>.
46. Deriving agricultural field boundaries for crop management from satellite images using semantic feature pyramid network / Yang Xu, Xinyu Xue, Zhu Sun et al. // *Remote Sensing*. — 2023. — Vol. 15, no. 11. — Access mode: <https://www.mdpi.com/2072-4292/15/11/2937>.
47. Heuristic-based mission planning for an agile earth observation satellite / Sung-Hoon Mok, Sujang Jo, Hyochoong Bang, Henzeh Leeghim // *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. — 2019. — 02.
48. Advances in planning and scheduling of remote sensing instruments for fleets of earth observing satellites / Jennifer Dungan, Jeremy Frank, Ari Jonsson et al. — 2002. — 01.
49. Wolfe W., Sorensen S. Three scheduling algorithms applied to the earth observing systems domain // *Management Science*. — 2000. — 01. — Vol. 46. —

- P. 148–166.
50. Planning and scheduling for fleets of earth observing satellites / Jeremy Frank, Ari Jonsson, Robert Morris, David Smith. — 2003. — 06.
 51. A heuristic for the multi-satellite, multi-orbit and multi-user management of earth observation satellites / Nicola Bianchessi, Jean-Francois Cordeau, Jacques Desrosiers et al. // *European Journal of Operational Research*. — 2007. — 02. — Vol. 177. — P. 750–762.
 52. The program for calculating the doppler effect in the spectra of cosmic radio sources: Dopplex / Pavel Zapevalin, T. Syachina, Albert Shaykhutdinov, Vladimir Kostenko // *Moscow University Physics Bulletin*. — 2020. — 03. — Vol. 75. — P. 163–166.
 53. Lineviewer program of the astro space locator (asl) package for constructing and processing averaged spectra / Mikhail Shchurov, V. Avdeev, I. Girin et al. // *Bulletin of the Lebedev Physics Institute*. — 2019. — 04. — Vol. 46. — P. 133–137.
 54. *Ian Sommerville P. S. Requirements Engineering: A Good Practice Guide*. — Wiley, 1997.
 55. *Wieggers K., Beatty J. Software Requirements*. — Microsoft Press, 2013.
 56. *Microsoft Application Architecture Guide / J.D. Meier, David Hill, Alex Homer et al.* — 2 edition. — Microsoft Press, 2009.
 57. *The Open Group Architecture Framework : Standard / The Open Group :* 2018. — Access mode: <https://pubs.opengroup.org/architecture/togaf9-doc/arch/>.
 58. *Шайхутдинов А.Р. Объектно-ориентированный подход в решении задач баллистики и навигации космических аппаратов // Материалы Международного молодежного научного форума «ЛОМОНОСОВ-2018»*. — МАКС Пресс, 2018. — Режим доступа: https://lomonosov-msu.ru/archive/Lomonosov_2018/data/section_18_13684.htm.
 59. *Lafore R. Object Oriented Programming in C++*. — 4 edition. — SAMS,

- 2008.
60. *Williams A.* C++ Concurrency in Action. — 1 edition. — Manning Publications, 2012.
 61. Паттерны объектно-ориентированного проектирования / Э. Гамма, Р. Хелм, Р. Джонсон, Д. Влссидес. — Питер, 2022.
 62. Orbit data messages : Standard / The Consultative Committee for Space Data Systems : 2009. — Access mode: <https://public.ccsds.org/Pubs/502x0b2c1e2.pdf>.
 63. *Kitware.* cmake. — 2021. — Access mode: <https://cmake.org/>.
 64. The rosetta mission: Flying towards the origin of the solar system / Karl-Heinz Glassmeier, Hermann Boehnhardt, Detlef Koschny et al. // *Space Science Review, v.128, 1-21 (2007)*. — 2007. — 02. — Vol. 128.
 65. *Schulz R., Benkhoff J.* BepiColombo: Payload and mission updates // *Advances in Space Research*. — 2006. — Vol. 38, no. 4. — P. 572–577. — Mercury, Mars and Saturn. Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0273117705007003>.
 66. NRLMSISE-00. — 2015. — Access mode: <https://github.com/magnific0/nrlmsise-00> (online; accessed: 2023-05-08).
 67. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparison and scientific issues / J. Picone, AE Hedin, D. Drob, A. Aikin // *Journal of Geophysical Research*. — 2002. — 12. — Vol. 107.
 68. *Everhart E.* An efficient integrator that uses Gauss-Radau spacings // *Dynamics of Comets: Their Origin and Evolution* / Ed. by Andrea Carusi, Giovanni B. Valsecchi. — Dordrecht : Springer Netherlands, 1985. — P. 185–202.
 69. *Berggren K.* rapidcsv – CSV access C++ library. — 2022. — Access mode: <https://github.com/d99kris/rapidcsv>.
 70. *Holmes S. A., Featherstone W. E.* A unified approach to the Clenshaw summation and the recursive computation of very high degree and order

- normalised associated legendre functions // *Journal of Geodesy*. — 2002. — Vol. 76. — P. 279–299.
71. *Беликов М. В., Тайбаторов К. А.* Эффективный алгоритм вычисления гравитационного потенциала Земли и его первых производных для решения спутниковых задач // *Кинематика и физика небес. тел.* — 1990. — Т. 6. — С. 24–32.
72. *Cunningham L. E.* On the computation of the spherical harmonic terms needed during the numerical integration of the orbital motion of an artificial satellite // *Celestial mechanics*. — 1970. — Vol. 2. — P. 207–216.
73. *Kuga H., Carrara V.* Fortran-and C-codes for higher order and degree geopotential and derivatives computation // *The Brazilian Symposium on Remote Sensing*. — 2013.
74. The development and evaluation of the Earth gravitational model 2008 (EGM2008) / N. Pavlis, Simon Holmes, Steve Kenyon, Jyzel Factor // *Journal of Geophysical Research*. — 2012. — 04. — Vol. 118.
75. *Разумный Ю. Н., Школьников Д. О.* Основные интегралы невозмущенного движения и уравнение Кеплера. — МГТУ им. Баумана, 2011.
76. *Montenbruck O.* Numerical Integration Methods for Orbital Motion // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. — 1992. — Mar. — Vol. 53, no. 1. — P. 59–69.
77. *Dormand J., Prince P.* A family of embedded Runge-Kutta formulae // *Journal of Computational and Applied Mathematics*. — 1980. — Vol. 6, no. 1. — P. 19–26. — Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0771050X80900133>.
78. *Prince P., Dormand J.* High order embedded Runge-Kutta formulae // *Journal of Computational and Applied Mathematics*. — 1981. — Vol. 7, no. 1. — P. 67–75. — Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0771050X81900103>.
79. *Fehlberg E.* Classical Fifth-, Sixth-, Seventh-, and Eighth-order Runge-Kutta

- Formulas with Stepsize Control. NASA technical report. — National Aeronautics and Space Administration, 1968. — Access mode: <https://books.google.ru/books?id=5Uy6HLvsZRgC>.
80. DORMAND J., Elmikkawy M., PRINCE P. Families of Runge-Kutta-Nystrom Formulae // *IMA Journal of Numerical Analysis*. — 1987. — 04. — Vol. 7.
 81. Everhart E. Implicit Single-Sequence Methods for Integrating Orbits // *Celestial Mechanics*. — 1974. — Aug. — Vol. 10, no. 1. — P. 35–55.
 82. Карауш А.А. Выбор численного метода интегрирования дифференциальных уравнений для задач спутниковых навигационных технологий // Доклады ТУСУР. — Т. 1. — 2014.
 83. Бордовицына Т.В. Современные численные методы в задачах небесной механики. — Наука, 1984.
 84. Hairer E., Wanner G., Norsett S. P. Solving Ordinary Differential Equations I. — Springer, 1993.
 85. Lee C. Y. An algorithm for path connections and its applications // *IRE Transactions on Electronic Computers*. — 1961. — Vol. EC-10, no. 3. — P. 346–365.
 86. Report of the IAU working group on cartographic coordinates and rotational elements: 2015 / B. A. Archinal, C. H. Acton, M. F. A’Hearn et al. // *Celestial Mechanics And Dynamical Astronomy*. — 2018. — 10. — Vol. 130.
 87. Bowring B. Transformation from spatial to geographical coordinates // *Survey Review*. — 1976. — 07. — Vol. 23. — P. 323–327.
 88. Amiri-Simkooei A. Comparison of different algorithms to transform geocentric to geodetic coordinates // *Survey Review*. — 2002. — 10. — Vol. 36. — P. 627–633.
 89. SOFA astrometry tools : Standard / IAU : 2021. — Access mode: https://www.iausofa.org/2021_0512_C/sofa/sofa_ast_c.pdf.
 90. В.Е. Жаров. Сферическая астрономия. — Фрязино, 2006.

91. *Жан Ковалевский*. Современная астрометрия. — Фрязино, 2004.
92. *Blaauw A., Schmidt M.* Galactic structure. — University of Chicago Press, 1965.
93. *Л.М.* . Математическая картография. — Златоуст, 1998.
94. The development of the joint NASA GSFC and the National Imagery and Mapping Agency (NIMA) geopotential model EGM96 / Francois Lemoine, S.C. Kenyon, Jyzel Factor et al. — 1998. — 08.
95. The planetary and lunar ephemerides DE430 and DE431 / W. Folkner, James Williams, Dale Boggs et al. // *Interplanet. Netw. Prog. Rep.* — 2014. — 01. — Vol. 196.
96. Возможные конфигурации орбиты наземно-космического радиоинтерферометра Миллиметрон / А. Р. Шайхутдинов, А. Г. Рудницкий, С. Ф. Лихачев и др. // *Труды ИПА РАН*. — 2018. — С. 72–78. — russian. Режим доступа: <http://iaaras.ru/library/paper/1896/>.
97. *Shaykhutdinov A., Kostenko V.* Prospects for using the halo-orbit in the vicinity of the L2 libration point of the Sun–Earth system for the ground-space Millimetron radio interferometer // *Cosmic Research*. — 2020. — 09. — Vol. 58. — P. 393–401.
98. Simulations of M87 and Sgr A* imaging with the Millimetron space observatory on near-earth orbits / A. Andrianov, Andrey Baryshev, H Falcke et al. // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. — 2020. — 12. — Vol. 500. — P. 4866–4877.
99. Synthesis Imaging in Radio Astronomy II. — Vol. 180 of *Astronomical Society of the Pacific Conference Series*, 1999.
100. *Cohen M., Shaffer D.* Positions of radio sources from long-baseline interferometry // *The Astronomical Journal*. — 1971. — 02. — Vol. 76. — P. 91.
101. *Лукьянов Л.Г., Шурмин Г.И.* Лекции по небесной механике. — Алматы, 2009.
102. *Ильин И.С., Сазонов В.В., Тучин А.Г.* Построение ограниченных орбит в

- окрестности точки либрации L2 системы Солнце - Земля // *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*. — 2012. — Т. 65.
103. *Ильин И.С., Заславский Г.С., Лавренов С.М.* Баллистическое проектирование траекторий перелета с орбиты искусственного спутника Земли на гало-орбиту в окрестности точки L2 системы Солнце-Земля. — 2014. — Т. 52, № 6.
104. Каталог сверхмассивных черных дыр для интерферометрических наблюдений / Михеева Е.В., Лукаш В.Н., Репин С.В., Малиновский А.М. — 2019. — Т. 96, № 4.
105. *Маркеев А.П.* Точки либрации в небесной механике и космодинамике. — Наука, 1978.
106. *Aksenov S., Bober S.* Calculation and study of limited orbits around the L2 libration point of the Sun–Earth system // *Cosmic Research*. — 2018. — 03. — Vol. 56. — P. 144–150.
107. *Ricarte A., Dexter J.* The Event Horizon Telescope: Exploring strong gravity and accretion physics // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. — 2014. — 10. — Vol. 446.
108. The submillimeter bump in Sgr A* from relativistic MHD simulations / Jason Dexter, Eric Agol, P. Fragile, Jonathan McKinney // *The Astrophysical Journal*. — 2010. — 05. — Vol. 717.
109. The GAIA mission / T Prusti, J. de Bruijne, AGA Brown et al. // *Astronomy & Astrophysics*. — 2016. — 11. — Vol. 595.
110. Analysis of the GAIA orbit around L2 ; Executor: Jordi Carles : 2004.
111. *Hechler M., Cobos J.* Herschel, Planck and GAIA orbit design. — 2003. — 05.
112. *Kovalenko I., Eismont N.* Final manoeuvre from highly elliptical orbit towards Lagrangian points. — 2018. — 05.
113. High-resolution lunar gravity fields from the GRAIL primary and extended missions / Alex Konopliv, Ryan Park, Doracy Yuan et al. // *Geophysical Research Letters*. — 2014. — 03. — Vol. 41.

114. *Ситроникс* . Сервис планирования передачи данных от космических аппаратов на земные станции. — 2023. — Режим доступа: https://leaders2023.innoagency.ru/task_12 (дата обращения: 2023-07-01).
115. Chapter 6 - an overview of optimization and resolution methods in satellite scheduling and spacecraft operation: description, modeling, and application / Andrew W.H. Ip, Fatos Xhafa, Jingyi Dong, Ming Gao // IoT and Spacecraft Informatics / Ed. by K.L. Yung, Andrew W.H. Ip, Fatos Xhafa, K.K. Tseng. — Elsevier, 2022. — Aerospace Engineering. — P. 157–217. — Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780128210512000027>.
116. *Arkali Olcay G., Dawande M., Sriskandarajah C.* Scheduling support times for satellites with overlapping visibilities // *Production and Operations Management*. — 2009. — 02. — Vol. 17. — P. 224 – 234.
117. *Aho A., Hopcroft J., Ullman J.* The Design and Analysis Computer Algorithms. — 1974. — 01. — ISBN: 0-201-00029-6.
118. *Л. Н. Лысенко, В. В. Бетанов, Ф. В. Звягин.* Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. — МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.
119. IERS conventions (2010) : Standard / IERS Convention Centre : 2010. — Access mode: <https://www.iers.org/IERS/EN/Publications/TechnicalNotes/tn36.html-1.htm?nn=94912>.
120. Space exploration. — 2022. — Access mode: <https://space.stackexchange.com/> (online; accessed: 2022-06-15).
121. Planetary and lunar ephemeris EPM2021 and its significance for solar system research / Elena Pitjeva, Dmitry Pavlov, Dan Aksim, Margarita Kan // *Proceedings of the International Astronomical Union*. — 2021. — Vol. 15, no. S364. — P. 220–225.
122. The JPL planetary and lunar ephemerides DE440 and DE441 / Ryan S. Park, William M. Folkner, James G. Williams, Dale H. Boggs // *The*

- Astronomical Journal*. — 2021. — feb. — Vol. 161, no. 3. — P. 105. — Access mode: <https://doi.org/10.3847/1538-3881/abd414>.
123. INPOP21a planetary ephemerides / A. Fienga, P. Deram, A. Di Ruscio et al. // *Notes Scientifiques et Techniques de l'Institut de Mecanique Celeste*. — 2021. — Jun. — Vol. 110.
124. Coppola V., Seago J., Vallado D. The IAU 2000A and IAU 2006 precession-nutation theories and their implementation // *Advances in the Astronautical Sciences*. — 2009. — 01. — Vol. 134. — P. 919–938.
125. Report of the IAU Working Group on cartographic coordinates and rotational elements: 2015 / B. Archinal, C. Acton, M. A’Hearn et al. // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. — 2018. — 03. — Vol. 130.
126. ГОСТ 32453-2017 : Межгосударственный стандарт / АО НТЦ Интерна-
вигация : 2017. — Режим доступа: <https://protect.gost.ru/document.aspx?control=7&id=218437>.

Приложение

Прил. 1: Источники требований

1. **Научно-техническая литература.** Самый многочисленный источник требований (ИТ). Как правило, в ИТ этого типа нет явных формулировок требований, однако их несложно сформулировать и валидировать на основе содержащихся в них информации. Примеры: учебное пособие [118], международный стандарт [119], научная статья [70].

2. **Аналогичное ПМО.** Источник требований, прошедших валидацию и проверку временем. Требования могут быть собраны явно непосредственно из документации ПМО, а также получены в результате анализа работы ПМО и его кодовой базы. Наравне с научно-технической литературой, этот тип ИТ является наиболее массовым по числу требований. Примеры: документация GMAT [7] и исходный код библиотеки SOFA [13].

3. **Отдельные группы лиц.** Неформализованные требования, которые требуют независимой валидации, но при этом сбор таких требований относительно простой. Примеры: научный форум `space.stackexchange.com` [120], студенты математических и естественно-научных факультетов.

4. **НИР и ОКР в космической отрасли.** Сформулированные в явном виде и провалидированные требования, но часто относящиеся к узконаправленным задачам. В рамках разработки ПМО следует проводить совокупное исследование требований в НИР / ОКР, чтобы выделить наиболее общие требования к ПМО. Особенностью этого типа ИТ является практически полное отсутствие открытого доступа к самим ТЗ. Тем не менее собрать исходные требования можно неявно из статей и докладов, выполненных в рамках НИР / ОКР (в этом случае есть корреляция с научно-технической литературой).

Прил. 2: Функциональные требования

Требования к константно-эфемеридному обеспечению

FR-001. ПМО должно поддерживать работу с современными эфемеридами, такими как EPM2021 [121], DE-440/DE-441 [122], INPOP2021a [123].

FR-002. ПМО должно предоставлять возможность преобразовывать единицы измерения времени, массы, длины, углов и их производных.

FR-003. В ПМО должны быть определены все физические и математические константы, необходимые для поддержания заданной точности расчетов.

FR-004. В ПМО должны быть реализованы современные астрономические константы, определенные МАС.

Требования к временным преобразованиям

FR-010. ПМО должно поддерживать работу с современными шкалами времени [119], такими как UT1, UTC, GAST, GMST, TAI, GPS, TT, TDT, TDB, TCB, TCG.

FR-011. ПМО должно хранить эпоху с точностью, необходимой для поддержания заданной точности расчетов.

FR-012. ПМО должно автоматически фитировать разницу UT1 - UTC, при этом параметры фитирования должны настраиваться пользователем.

FR-013. ПМО должно автоматически учитывать високосную секунду в расчетах, при этом параметры фитирования должны настраиваться пользователем.

FR-014. В ПМО должна быть реализована возможность переводить эпоху из юлианской даты в ISO 8601 и обратно.

FR-015. ПМО должно предоставлять возможность определять и добавлять пользовательские шкалы времени.

Требования к координатным преобразованиям

FR-020. ПМО должно поддерживать работу с современными системами координат, такими как BCRF, GCRF, ITRF2014, ITRF2020.

FR-021. ПМО должно позволять рассчитать ориентацию Земли с помощью современной теории прецессии и нутаций, такой как IAU2000/06a [124].

FR-022. В ПМО должны быть реализована возможность рассчитывать координаты в планетоцентрических системах координат IAU2015 [125].

FR-023. В ПМО должна быть реализована возможность преобразовывать различные типы координат: прямоугольные, цилиндрические, сферические, геодезические.

FR-024. В ПМО должны быть реализованы земные модели эллипсоидов ПЗ-90, WGS-84, IERS-2003 [126] для расчета геодезических координат.

FR-025. В ПМО должна быть реализована возможность рассчитывать топоцентрические координаты для заданного местоположения.

FR-026. ПМО должно предоставлять возможность определять и добавлять пользовательские системы координат.

Требования к астрометрическим расчетам

FR-030. В ПМО должна быть возможность проводить редукцию положения источников с учетом основных астрометрических эффектов, таких как параллакс, звездная и планетная абберации, отклонения света в гравитационном поле небесных тел, атмосферная рефракция.

FR-031. ПМО должно позволять рассчитывать видимости целевых объектов для различных типов наблюдателей (телескопы, станции слежения, космические аппараты).

FR-032. ПМО должно позволять рассчитывать эффект Доплера для различного типа объектов.

Требования к методам численного интегрирования

FR-040. В ПМО должна быть реализована возможность интегрировать классические уравнения движения материальной точки.

FR-041. В ПМО должна быть реализована возможность условного интегрирования, то есть интегрирования до наступления определенных условий, указанных пользователем.

FR-042. В ПМО должен быть реализован как минимум один высокоточный метод численного интегрирования.

FR-043. В ПМО должен быть реализован как минимум один неточный, но быстрый метод численного интегрирования.

FR-044. ПМО должно контролировать точность численного интегрирования.

FR-045. В ПМО должна быть возможность прогноза движения небесных тел согласно законам Кеплера.

FR-046. В ПМО должна быть возможность расширить методы интегрирования для поступательно-вращательного движения без внесения архитектурных изменений в код.

FR-047. ПМО должно предоставлять возможность определять и добавлять пользовательские методы интегрирования.

Требования к моделям действующих сил

FR-050. ПМО должно предоставлять пользователю возможность конфигурировать модель действующих сил.

FR-051. В ПМО должна быть реализована возможность учитывать неточечную гравитацию от главного тела, в том числе по современным моделями EGM2008 [74], ПЗ-90.

FR-052. В ПМО должна быть реализована возможность учитывать возмущения со стороны третьих тел.

FR-053. В ПМО должна быть реализована возможность учитывать неточную гравитацию от третьих тел.

FR-054. В ПМО должна быть реализована возможность учитывать атмосферное трение.

FR-055. В ПМО должна быть реализована возможность учитывать давление солнечного света.

FR-056. В ПМО должна быть реализована возможность учитывать релятивистскую поправку при расчетах.

FR-057. ПМО должно предоставлять возможность определять и добавлять пользовательские модели сил.

Требования к возможностям анализа орбиты

FR-060. ПМО должно позволять рассчитать оскулирующие элементы орбиты.

FR-061. ПМО должно позволять проводить анализ влияния вековых, периодических и смешанных возмущений на параметры орбиты.

FR-062. ПМО должно позволять рассчитывать трассы КА на поверхности Земли и других небесных тел.

FR-063. ПМО должно позволять рассчитывать сеансы связи станций слежения с КА.

FR-064. ПМО должно позволять рассчитывать видимость целевых объектов с учетом физического горизонта.

Требования к вспомогательным алгоритмам

FR-070. В ПМО должен быть реализован как минимум один алгоритм для рекуррентного расчета шаровых функций.

FR-071. В ПМО должен быть реализован как минимум один метод аппроксимации данных.

FR-072. В ПМО должен быть реализован алгоритм расчета элементов Кеплера по заданному вектору состояния в прямоугольных координатах и наоборот.

Требования к импорту и экспорту данных

FR-080. ПМО должно позволять импортировать эфемериды в форматах BSP [9], OEM [62] для последующих расчетов.

FR-081. ПМО должно импортировать данные ПВЗ, космической погоды и коэффициентов Стокса гравитационных полей для последующих расчетов.

FR-082. ПМО должно предоставлять пользователю возможность сохранять рассчитанные данные в форматах OEM и CSV.

FR-083. ПМО должно предоставлять пользователю возможность импортировать произвольные данные в формате CSV.

Прил. 3: Нефункциональные требования

Требования к производительности

NFR-001. ПМО должно поддерживать многопоточные вычисления.

NFR-002. Скорость вычислений ПМО должна быть не хуже скорости вычислений аналогичных ПМО.

NFR-003. ПМО должно эффективно использовать вычислительные ресурсы.

NFR-004. Архитектура ПМО должна поддерживать масштабируемость.

Требования к точности вычислений

NFR-010. Точность вычислений должна быть не хуже точности вычислений аналогичных ПМО.

NFR-011. Точность вычислений должна контролироваться с помощью конфигурации ПМО.

Требования к качеству кода

NFR-020. Допустимо использовать только общепринятые архитектурные паттерны и подходы, проверенные временем.

NFR-021. Функциональность ПМО должна быть отлажена и протестирована.

NFR-022. Основная функциональность ПМО должна быть покрыта автотестами.

NFR-023. Должна быть возможность анализировать ошибки при отладке ПМО.

NFR-024. Должна быть возможность проверять корректность работы всего ПМО при внесении изменений.

NFR-025. Код ПМО должен быть однозначным и понятным, с соблюдением единых подходов и общего стиля.

Требования к переносимости

NFR-030. ПМО должно быть кросс-платформенным и работать на системах Windows, MacOS, Linux.

NRF-031. ПМО не должно иметь неявных зависимостей от архитектуры платформы.

Требования к сопровождению

NFR-040. ПМО должно использовать языки программирования, развиваемые и поддерживаемые широким кругом специалистов.

NFR-042. Кодовая база ПМО должна поддерживать версионирование.

NFR-043. Сборка кода ПМО должна быть автоматизированной.

NFR-044. Результаты вычислений, ошибки и предупреждения должны логироваться удобным образом.

NFR-045. Должна быть возможность использовать современные, удобные и свободно-распространяемые среды разработки при работе с кодом ПМО.

Требования к документации

NFR-050. ПМО должно сопровождаться документацией.

NFR-051. Документация к ПМО должна быть актуальной, лаконичной и понятной.

NFR-052. Документация к ПМО должна в полной мере отражать архитектуру и функциональность ПМО.

NFR-053. Код ПМО должен быть снабжен уместными комментариями.

Требования к возможностям доработки

NFR-060. Кодовая база ПМО должна быть легкочитаемой и понятной большинству программистов, владеющими соответствующими ЯП.

NFR-061. Архитектура ПМО должна позволять расширять функциональность ПМО без существенных изменений ранее написанного кода.

NFR-063. Архитектура ПМО должна позволять объединять два независимых расширения ПМО без существенных изменений самих расширениях.

Требования к автономности

NFR-070. В качестве сторонних библиотек допустимо использовать только проверенные временем, свободно-распространяемые решения с открытым исходным кодом.

NFR-071. Архитектура ПМО должна позволять заменять сторонние модули без существенных изменений ранее написанного кода.

Дополнительные нефункциональные требования

NFR-080. ПМО должно позволять проводить вычисления и расчеты в учебных целях.

NFR-081. Основная функциональность ПМО должны быть доступна через Python.

NFR-082. Архитектура ПМО должна позволять использовать его как библиотеку.