

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени М.В. ЛОМОНОСОВА

На правах рукописи

Запевалин Павел Романович

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ ПО ДАННЫМ ГЛОБАЛЬНЫХ
НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ
СИСТЕМ**

Специальность 1.3.1 — Физика космоса, астрономия

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени кандидата
физико-математических наук

Москва — 2023

Работа выполнена на кафедре небесной механики, астрометрии и гравиметрии физического факультета МГУ имени М.В.Ломоносова

Научный руководитель: доктор физико-математических наук, профессор
Жаров Владимир Евгеньевич

Официальные оппоненты: **Розин Петр Евгеньевич**,
кандидат технических наук
АО «НПО Лавочкина», отдел динамики полёта КА,
начальник сектора
Институт прикладной математики РАН,
старший научный сотрудник
ФГБОУ ВО Московский авиационный институт,
доцент Кафедры системного анализа и управления
Нефедьев Юрий Анатольевич,
доктор физико-математических наук, доцент
Казанский (Приволжский) федеральный университет, Институт физики
профессор Кафедры астрономии и космической геодезии
директор Астрономической обсерватории имени
В. П. Энгельгардта,
главный научный сотрудник Научно-исследовательского
центра превосходства киберфизических систем, IoT и IoE
Емельянов Николай Владимирович,
доктор физико-математических наук, профессор
МГУ имени М.В.Ломоносова, Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга,
заведующий отделом небесной механики,
профессор Кафедры экспериментальной астрономии Физического факультета МГУ имени М.В.Ломоносова,

Защита состоится 21 декабря 2023 г. в 14 часов на заседании диссертационного совета МГУ.013.1 Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова по адресу: 119234, г. Москва, Университетский проспект, дом 13, конференц-зал.

E-mail: pav9981@yandex.ru

Диссертация находится на хранении в отделе диссертаций научной библиотеки МГУ имени М.В.Ломоносова (Ломоносовский просп., д. 27). С информацией об организации защиты и с диссертацией в электронном виде можно ознакомиться на сайте диссертационного совета: <https://dissovet.msu.ru/dissertation/013.1/2783>

Автореферат разослан 20 ноября 2023 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета
д. ф.-м. н.



А. И. Богомазов

Общая характеристика работы

Актуальность, история и степень разработанности темы.

Определение орбиты космического аппарата является важным и актуальным вопросом космической баллистики. Современные научно-прикладные космические миссии требуют все большей точности определения положения, скорости и ориентации КА на орбите. Высокоточное определение орбит находит свое применение для широкого спектра научно-прикладных задач социально-экономического сектора и задач двойного назначения. К этому, в том числе, можно отнести фундаментальные задачи космической геодезии и гравиметрии, астрометрии, задачи исследования дальнего космоса и задачи дистанционного зондирования Земли. Наиболее точное определение орбит низкоорбитальных космических аппаратов осуществляется с помощью глобальных навигационных спутниковых систем.

Определением орбиты космического аппарата (КА) называют процесс вычисления координат и компонентов вектора скорости КА на некотором временном интервале. Данная задача является важнейшей составляющей баллистико-навигационного обеспечения космических проектов. Для ее решения требуется некоторая измерительная информация о движении КА. А точность решения данной задачи зависит от состава, количества и качества этой измерительной информации. В качестве измерений обычно рассматриваются угловые координаты на небе и радиус-вектор (наклонная дальность) КА.

Для определения положения и скорости КА в космическом пространстве без какой-либо априорной информации существует ряд методов, основанных на измерении угловых координат и радиус-вектора КА в два независимых момента времени. К таким методам относятся метод Гаусса, метод Ламберта-Эйлера, метод Лапласа, их модификации и др. С появлением современных радиолокаторов и, соответственно, исключительно точных измерений длины вектора наклонной дальности и скорости его изменения главенствующую роль стали играть именно дальномерные траекторные измерения.

В современной постановке задача определения орбиты по сути является задачей уточнения орбиты, поскольку первоначальная (априорная) орбита обычно всегда известна еще до запуска КА. Такая орбита называется опорной орбитой, и относительно нее производится процесс уточнения. Данную задачу также можно отнести к более общей задаче небесной механики –

уточнение параметров движения небесных тел из наблюдений. В качестве уточняемых параметров движения космического аппарата обычно выступают его координаты и компоненты скорости. Задача состоит в том, чтобы найти приближенную оценку этих параметров с помощью теоретических моделей и практических измерений. Для этого необходимо как можно сильнее уменьшить влияние ошибок теории и наблюдений путем привлечения дополнительной информации о системе КА-наблюдатель. Алгоритм решения такой задачи, называемый *алгоритмом фильтрации*, строится на вычислении невязки между моделью наблюдений и непосредственно самими наблюдениями. На основе этой разницы делается вывод о необходимости корректировки орбиты в ту или иную сторону. Методы, позволяющие решить эту задачу, называются *методами дифференциального уточнения орбиты*.

На практике оказывается, что не существует универсального метода для определения орбиты с лучшей точностью. Поэтому в каждом конкретном случае необходимо выбирать тот метод, который соответствует параметрам решаемой задачи. Вообще говоря, все методы дифференциального уточнения орбиты можно разделить на две большие категории.

Во-первых, можно выделить группу методов, основанную на технике обработки всех имеющихся наблюдений одновременно (методы пакетной обработки). К таким методам можно отнести, например, метод наименьших квадратов (МНК) [1]. МНК является наиболее популярным, простым и эффективным методом из этой группы. Во-вторых, существует альтернативная группа методов уточнения орбит, в которой наблюдения обрабатываются по мере их поступления. Такие способы обработки информации получили свою популярность благодаря работам Сверлинга и, особенно, Калмана [2]. А основным методом дифференциального уточнения орбит стал называться фильтром Калмана.

Методы дифференциального уточнения орбиты находят свое применение во всех современных космических проектах. Однако особенно важной процедура определения орбиты становится в космо-геодезических научных миссиях. Для достижения результата миссии здесь необходимы сверхвысокие точности определения абсолютных координат КА. Опыт работы проекта GRACE [3] показал, что для прецизионного определения параметров гравитационного поля Земли (ГПЗ) методом космической гравиметрии необходи-

мо определять абсолютное местоположение космического аппарата на низкой околоземной орбите (НОО) с точностью до нескольких сантиметров. Такую точность можно обеспечить с помощью *глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС)*, к которым относят GPS, ГЛОНАСС, Galileo и BeiDou. Каждая из этих систем содержит несколько навигационных спутников, находящихся на орбитах, высотой порядка 22 000 км. С их помощью можно с высокой точностью решать задачу навигации не только наземных приемников, но и космических аппаратов, орбита которых не превышает по высоте орбиты ГНСС. К таким орбитам относят низкую околоземную (до 2000 км) и среднюю околоземную орбиту (СОО). Существует множество работ, посвященных задаче определения орбит низкоорбитальных космических аппаратов (НКА) по данным ГНСС [4]. Однако и здесь нет универсального алгоритма в использовании ГНСС наблюдений. В зависимости от типа бортового приемника, особенностей орбиты НКА и задачи космического проекта можно варьировать используемые наблюдения и их алгоритмы обработки. В одних случаях достаточно использовать простые ГНСС наблюдения (нулевые разности), а в некоторых – привлекать дифференциальные наблюдения с наземных станций. В крупных космических проектах, для достижения большей точности определения орбиты, используют ГНСС-приемники, позволяющие работать сразу с несколькими навигационными системами. В последнее время популярностью пользуются ГНСС-приемники, проводящие измерения сразу на трех частотах.

При обработке ГНСС-измерений для достижения сверхвысоких точностей необходимо учитывать максимально возможное количество факторов, влияющих на процесс измерений. В первую очередь необходимо иметь высокоточную модель сил, оказывающих влияние на движение КА. Особое внимание стоит уделить негравитационным возмущениям орбиты, таким как давление солнечного излучения и атмосферное торможение. На распространение самого сигнала от ГНСС-спутника (НС) до НКА значительное влияние оказывает ионосфера, Общая и Специальная теории относительности, различные аппаратные задержки и эффекты многолучевости.

Для высокоточного определения орбиты КА по данным ГНСС необходимо использовать фазовые измерения [5]. Их ошибка составляет всего несколько мм. Однако при их использовании возникает сложность, связанная

с разрешением фазовых неоднозначностей и пропусками циклов. Работ, посвященных методам разрешения фазовых неоднозначностей, в отечественной литературе не так много. А в зарубежной литературе подходы отличаются своим разнообразием и уникальностью [6]. Отдельное внимание заслуживают методы разрешения неоднозначностей с помощью нулевых разностей измерений. Надо отметить, что универсального и достоверного метода, способного зафиксировать абсолютно все фазовые неоднозначности не существует до сих пор, и работы в этой области продолжаются по сей день.

Помимо низкоорбитальных космических аппаратов, в высокоточном определении орбиты нуждаются также и другие научные космические проекты. Одним из приоритетных направлений развития космической деятельности России до 2030 года являются фундаментальные космические исследования. К таким исследованиям относятся внеатмосферные астрофизические обсерватории серии «Спектр». После запуска космической миссии «Радиоастрон» («Спектр-Р»¹ [7]) в 2011 г. возникла необходимость в определении положения космического аппарата на высокоэллиптической орбите с высокой точностью. Такие требования предъявляются согласно условиям поиска корреляции наблюдений между космическим радиотелескопом и наземными телескопами в режиме интерферометра. Помимо этого, определение точного положения КА крайне важно для успешной работы космического аппарата нового поколения под названием «Миллиметрон» («Спектр-М»)² [8]. Данный проект также предусматривает РСДБ-наблюдения (радиоинтерферометрия со сверхдлинной базой) и находится в стадии разработки. Следующим этапом в проектах космической РСДБ должен стать проект типа *космос-космос* [9], т.е. когда радиоинтерферометр состоит не из одного КА и наземных станций, а из группировки КА и наземных станций, что позволяет увеличить итоговое угловое разрешение и качество восстановления изображения. Такие аппараты предполагается запускать на низкие, средние и геосинхронные орбиты, где возможно осуществлять позиционирование с помощью ГНСС.

Определение ориентации КА с высокой точностью – еще одна необходимость для современных научных космических миссий [3] наряду с определением положения и скорости КА. Усовершенствованные системы управления ориентацией могут существенно повлиять на результаты космических гравитационных измерений.

¹Сайт космической миссии «Радиоастрон»: <http://www.asc.rssi.ru/radioastron/>

²Сайт космической миссии «Миллиметрон»: <https://millimetron.ru>

метрических и геодезических экспериментов. В таких миссиях, как GRACE, GRAIL и GRACE Follow On, точное знание ориентации космического аппарата играет чрезвычайно важную роль в измерениях расстояний между двумя КА с помощью лазерного интерферометра, так как требуется сверхточное наведение луча на второй КА. Помимо этого, точное знание ориентации напрямую влияет на точность определения орбит по данным ГНСС. Во-первых, для расчета возмущающих сил, действующих на КА со стороны давления солнечного излучения, необходимо знать ориентацию КА для расчета коэффициентов давления и площади, на которую падает солнечное излучение. Во-вторых, при составлении модели наблюдений ГНСС возникает необходимость знания смещения фазового центра антенны относительно центра масс КА. В-третьих, знание ориентации играет ключевую роль при построении карты вариации фазового центра антенны. И наконец, для высокоточного позиционирования КА с помощью фазовых измерений ГНСС необходимо учитывать эффект набега фазы, который проявляется из-за изменения ориентации КА и навигационного спутника (НС) относительно друг друга.

Для определения ориентации КА в пространстве необходимо иметь некоторые ориентиры на звездном небе. Таковыми могут быть, например, Солнце, Земля, Луна. Однако чаще всего эти объекты не находятся в поле зрения КА, и поэтому остается ориентироваться по звездам. На основе местоположения объекта, на который ориентируется КА, можно вычислить ориентацию в инерциальной системе отсчета. Для этого были разработаны специальные датчики: солнечный датчик, датчик Земли, звездный датчик. Помимо них, еще одним прибором на борту для определения ориентации может быть магнетометр. Он определяет ориентацию КА по линиям магнитного поля Земли. Однако наиболее популярным инструментом является именно звездный датчик [10]. Этот прибор использует фотокамеры для измерения местоположения звезд и их идентификации по звездному каталогу. После снимка звездного неба изображение со звездного датчика обрабатывается вычислительным процессором для получения матрицы ориентации, т.е. матрицы перехода из локальной системы координат в инерциальную. На сегодня звездные датчики способны определять ориентацию космического аппарата с погрешностью $10''$ и более. Системы астроориентации будущего должны быть достаточно точными, чтобы определять ориентацию в пределах нескольких

десятков миллисекунд дуги [11]. Одним из способов достижения подобной точности является улучшение алгоритма поиска центра звезды на кадре звездного датчика, что является крайне важной процедурой в астрометрии. Этот алгоритм позволяет с высокой точностью определять координаты звезды на небе. Чем точнее алгоритм будет определять истинный центр звезды, тем быстрее и точнее будет определяться ориентация космического аппарата.

Существует стандартный алгоритм, который обычно используется в качестве алгоритма вычислительного процессора звездного датчика. Он решает две основные задачи: поиск центра звезды и отождествление звезд. Один из методов вычисления центра звезды – это метод центра тяжести пятна звезды [12]. К сожалению, данный метод плохо работает в условиях с низким отношением сигнал/шум, так как на изображение неба влияют различные шумы, исходящие как от самого прибора, так и от окружающей среды [13]. Усовершенствованием данного метода является алгоритм с взвешенным по интенсивности центром тяжести [14]. Ошибка оценки центра звезды минимизируется путем взвешивания распределения интенсивности пикселей изображения. Однако и этот метод сильно зависит от свойств изображения, таких как разрешение или отношение сигнал/шум. Существует также субпиксельное усовершенствование методов, описанных выше, позволяющее определять центр звезды с ошибкой менее одного пикселя. Более того, в настоящее время разрабатываются и исследуются перспективные методы для достижения более высокой точности определения центра звезды. По сути, они основаны на расчете модели шума изображения, детали которой неизвестны. Кроме того, они требуют настройки ряда различных гиперпараметров и пороговых значений. На практике оказывается, что эти параметры изменяются нелинейным образом и подвержены флуктуациям. Помимо этого, существует ряд работ, посвященных решению данной проблемы с помощью нейронных сетей. В них предлагается использовать нейронные сети для устранения влияния сложно моделируемых шумов и аберраций изображений, полученных со звездных датчиков. Например, в работе [15] предлагается заменить традиционный метод центра тяжести нейросетью, в которой веса нейронов будут соответствовать весам пикселей.

Целью данной работы является разработка и апробация алгоритмов определения орбит космических аппаратов по данным глобальных навигационных спутников систем.

Для достижения поставленной цели необходимо было решить следующие **задачи**:

1. Разработать высокоточную модель движения космических аппаратов на низких околоземных орбитах и высокоточную модель наблюдений глобальных навигационных спутников систем с учетом всех возможных эффектов, влияющих на распространение сигнала от навигационного спутника к приемнику.
2. Исследовать существующие и разработать новые алгоритмы определения и фиксации целочисленных неоднозначностей фазовых измерений глобальных навигационных спутниковых систем; реализовать данные алгоритмы.
3. Разработать программное обеспечение для реализации алгоритмов определения орбит космических аппаратов по данным ГНСС. Провести апробацию реализованных алгоритмов на синтетических и реальных наблюдениях ГНСС.
4. Исследовать возможности использования глобальных навигационных спутниковых систем для различных типов орбит.
5. Исследовать существующие и разработать новые алгоритмы определения ориентации космических аппаратов в целях улучшения точности определения орбиты и качества научных результатов космических миссий; реализовать данные алгоритмы.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Создан программный комплекс для высокоточного определения орбит искусственных спутников Земли по данным глобальных навигационных спутниковых систем. Построена высокоточная модель наблюдений всех, имеющихся на сегодня, глобальных навигационных спутниковых систем. Разработан метод предварительной обработки измерений для оценки степени шума, наличия скачков фазы и целочисленных фазовых неоднозначностей.
2. Показана возможность высокоточного позиционирования для решения фундаментальных и прикладных научных задач с использова-

нием систем GPS/ГЛОНАСС. На основе реальных измерений гравиметрической миссии GRACE проведено уточнение орбит низкоорбитальных спутников в режиме нулевых и двойных разностей. Проведено сравнение уточненной орбиты спутников проекта GRACE с орбитой, полученной центром обработки научных данных этой миссии – GFZ (Потсдамский центр имени Гельмгольца), которое показало среднее расхождение трехмерного положения 72 мм в режиме нулевых разностей и 54 мм в режиме двойных разностей без фиксации параметров фазовой неоднозначности. Расхождение по радиальной компоненте невязки достигло 28 мм в режиме двойных разностей. Продемонстрирована работа нового метода определения и фиксации параметров фазовой неоднозначности, позволяющего зафиксировать более 87% неоднозначностей в эпоху за суточный временной интервал. Фиксация параметров фазовой неоднозначности позволила добиться расхождения трехмерного положения уточненной орбиты и орбиты GFZ в 23 мм.

3. Показана возможность использования глобальных навигационных спутниковых систем на высокоэллиптической орбите. Установлена оценка видимости количества наблюдаемых спутников: в среднем 15 по всем глобальным навигационным спутниковым системам. Проведена оценка коэффициента потери точности и показано, что на протяжении 33% траектории космического аппарата по орбите за один период геометрия системы позволяет проводить высокоточное определение орбиты, а на протяжении 44% – определение орбиты, достаточное для решения задач космического радиointерферометра со сверхдлинной базой. Проведены аналогичные оценки в рамках моделирования движения космического аппарата на средней околоземной орбите и показана принципиальная возможность использования систем GPS/ГЛОНАСС для высокоточного позиционирования для решения фундаментальных прикладных астрометрических задач. Среднее значение видимых спутников систем GPS/ГЛОНАСС на такой орбите составило 25, а среднее значение коэффициента потери точности PDOP – 1.7.

4. Разработан метод определения субпиксельных координат звезды на кадре звездного датчика с целью повысить точность определения ориентации космических аппаратов. Собрана уникальная база данных изображений звезд и их субпиксельных координат, основанная на снимках реального неба и данных астрометрической миссии GAIA. Разработанный метод определения ориентации космических аппаратов с помощью собранной базы данных и методов машинного обучения, показал четырехкратное улучшение точности по средней невязке координат звезды по сравнению с традиционным (взвешенным) методом определения центра тяжести изображения.

Научная новизна:

1. Впервые был реализован программный комплекс, сочетающий в себе высокоточную модель движения КА и высокоточную модель наблюдений ГНСС. Данная разработка позволяет оперировать наблюдениями всех, доступных на сегодня, глобальных навигационных систем спутниковой навигации.
2. Впервые проведена оценка возможностей использования измерений глобальных навигационных спутниковых систем для высокоэллиптических и средних орбит космических радиотелескопов. Изучено распределение видимых спутников четырех, существующих на сегодня, глобальных навигационных систем по лепесткам диаграммы направленности антенн навигационных спутников.
3. Было выполнено оригинальное исследование по уточнению определения субпиксельных центров звезд на кадрах звездных датчиков с целью улучшения определения ориентации КА, а следовательно его орбиты и научных результатов.

Практическая значимость данной работы заключается в создании отечественного унифицированного программного обеспечения, позволяющего работать с измерениями глобальных навигационных спутниковых систем с целью определения орбит искусственных спутников Земли для научных космических миссий, требующих высокоточного позиционирования данных спутников. В ходе разработки программного обеспечения были реализованы существующие и разработаны новые методы обработки измерений ГНСС. Данный программный комплекс позволяет осуществлять высокоточное моде-

лирование орбит космических аппаратов, осуществлять обработку наблюдений ГНСС и определять орбиты реальных космических аппаратов по данным наблюдений с точностью до нескольких сантиметров. Создание такого комплекса в перспективе позволит решать широкий спектр научно-прикладных задач и задач двойного назначения.

Программный комплекс использует множество методов, в том числе разработанных лично автором, позволяющих работать со всеми современными форматами данных, используемых в баллистике и навигации, проводить численное интегрирование орбиты КА с учетом различных эффектов, проводить предварительную обработку измерений, проводить оценку степени шума измерений, учитывать или не учитывать различные эффекты модели наблюдений в зависимости от типа космического проекта, проводить восстановление орбит искусственных спутников Земли в режиме нулевых, одинарных и двойных разностей измерений, проводить оценку дополнительных параметров движения КА и параметров модели наблюдений; моделировать параметры фазовой неоднозначности для наблюдений КА, оценивать и фиксировать параметры неоднозначностей фазовых измерений. Такие возможности программного комплекса определяют практическую значимость работы.

Достоверность полученных результатов обеспечивается рядом обстоятельств. Во-первых, предварительная апробация разработанного программного обеспечения была проведена на синтетических модельных данных, полученных с использованием другого, проверенного, программного обеспечения. Во-вторых, в работе приведены многочисленные подтверждения известных характерных особенностей использованных методов. Так например, приведены статистические параметры обобщенного фильтра Калмана, разброс результата работы фильтра по компонентам вектора состояния, зависимость сходимости результата от начальной ошибки и т.д. Результаты находятся в соответствии с результатами, полученными другими авторами.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались на следующих конференциях:

1. Всероссийская Конференция «Навигация по гравитационному полю Земли и ее метрологическое обеспечение», Московская область, Солнечногорский район, р.п. Менделеево, 14 февраля 2017

2. Международная Конференция «Ломоносовские чтения – 2017», г. Москва, МГУ имени М.В. Ломоносова, 20 апреля 2017
3. Международная научная конференция студентов, аспирантов и молодых учёных «Ломоносов – 2019», г. Москва, МГУ имени М.В. Ломоносова, 11 апреля 2019
4. XVI Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования», г. Москва, ИКИ РАН, 13 апреля 2019
5. Восьмая Всероссийская с международным участием Конференция «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение (КВНО-2019)», г. Санкт-Петербург, 19 апреля 2019
6. XVII Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования», г. Москва, ИКИ РАН, 01 октября 2020
7. Международная научная конференция студентов, аспирантов и молодых учёных «Ломоносов – 2020», г. Москва, МГУ имени М.В. Ломоносова, 10-27 ноября 2020
8. XVIII Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования», г. Москва, ИКИ РАН, 16 апреля 2021
9. Международная Конференция «Submillimeter and Millimeter Astronomy: Objectives and Instruments», г. Москва, АКЦ ФИАН, 13 апреля 2021

Публикации. Основные результаты по теме диссертации изложены в 3 печатных изданиях, в том числе в 3 научных статьях в рецензируемых научных журналах, индексируемых Web of Science и Scopus:

1. LOIS – программа для уточнения орбит искусственных спутников Земли по данным глобальных навигационных спутниковых систем / П. Р. Запевалин, В.Е. Жаров, А.С. Жамков // Вестн. Моск. ун-та. Сер. 3 Физ. Астрон, 2022, стр. 73-79. WoS IF2022 = 0.3
2. Уточнение орбиты космического радиотелескопа в проекте «Миллиметрон» («Спектр-М») / П. Р. Запевалин [и др.] // Вестн. Моск. ун-та. Сер. 3 Физ. Астрон, 2022, стр. 34-43. WoS IF2022 = 0.3

3. Artificial neural network for star tracker centroid computation / Zapevalin P.R., Zharov V.E., Novoselov A. // Advances in Space Research, Volume 71, Issue 9, 2023, Pages 3917-3925. WoS IF2022 = 2.2

Личный вклад. Все представленные в диссертации результаты получены лично автором. Подготовка к публикации полученных результатов проводилась совместно с научным руководителем. В работе 1 автор самостоятельно разработал методики, алгоритмы и программно-вычислительный комплекс для обработки ГНСС наблюдений и уточнения орбит космических аппаратов. Вклад автора в работу составляет 95%. В работе 2 лично автором проанализированы возможности уточнения высокоэллиптической орбиты и гало-орбиты. Осуществлена программная реализация высокоточного численного моделирования движения КА, обработки траекторных измерений, методов уточнения орбиты. Вклад автора в эту работу составляет 90%. В работе 3 автором, разработан метод уточнения определения ориентации по звездным датчикам, а также создана база данных изображений звезд и их фотоцентров. Реализация алгоритмов искусственного интеллекта велась совместно с Новоселовым А. Вклад автора в эту работу составляет 80%. Помимо этого лично автором разработан метод фиксации фазовых неоднозначностей ГНСС измерений.

Содержание работы

Во **введении** обосновывается актуальность исследований, проводимых в рамках данной диссертационной работы, формулируется цель, ставятся задачи работы, приводится научная новизна и практическая значимость работы, определяются положения выносимые на защиту.

Первая глава посвящена описанию разработанной модели движения космических аппаратов. Модель движения космического аппарата (КА) позволяет вычислять координаты и компоненты его скорости на любой заданный момент времени. На практике оказывается, что реальное движение КА описывается уравнениями, решение которых неизвестно. В таких уравнениях правая часть выражения дифференциальных уравнений движения оказывается довольно сложной, что затрудняет получение решения. В данной работе

принята следующая модель движения КА:

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = \mathbf{a} = \ddot{\mathbf{r}}_{geo} + \ddot{\mathbf{r}}_{tide} + \ddot{\mathbf{r}}_{pl} + \ddot{\mathbf{r}}_{rel} + \ddot{\mathbf{r}}_{sol} + \ddot{\mathbf{r}}_{drag}, \quad (1)$$

где $\ddot{\mathbf{r}}_{geo}$ – возмущение из-за геопотенциала Земли, $\ddot{\mathbf{r}}_{tide}$ – возмущение из-за земных приливов, $\ddot{\mathbf{r}}_{pl}$ – возмущение из-за планет, Луны и Солнца, $\ddot{\mathbf{r}}_{rel}$ – возмущение из-за общей теории относительности, $\ddot{\mathbf{r}}_{sol}$ – возмущение из-за давления солнечного излучения, $\ddot{\mathbf{r}}_{drag}$ – возмущение из-за торможения в атмосфере.

Для того чтобы корректно описать каждый из возмущающих факторов модели движения необходимо ввести систему координатно-временного обеспечения. В **разделе 1.2** описаны используемые в работе системы шкал времени и координат. В **разделе 1.3** описывается расчет возмущений из-за сил гравитационной природы. Гравитационное поле Земли рассчитывается с помощью алгоритма Беликова и Тайбаторова. Для учета третьих тел используются эфемериды DE403. Также в данной работе учитывается влияние твердых, океанических и полярных приливов согласно рекомендациям IERS2010. В расчете релятивистских возмущений орбиты учитывается метрика Шварцшильда, эффект Линзе-Тиринга и прецессия де-Ситтера.

В **разделе 1.4** описаны негравитационные возмущения, влияющие на движение КА. Космический аппарат при движении на низкой околоземной орбите испытывает соударения с частицами атмосферы, из-за чего возникает тормозящая сила. Она зависит от относительной скорости спутника и плотности атмосферы. Ее учет описан в **подразделе 1.4.1**. Помимо этого, для высокоточного позиционирования КА необходимо учитывать давление солнечного излучения. В данной работе, в **подразделе 1.4.2**, оценка давления солнечного излучения производится путем разбиения поверхности космического аппарата на фрагменты. Каждый из фрагментов имеет заданную ориентацию в системе координат КА и параметры качества поверхности. Таким образом составляется модель поверхности КА, которая поступает на вход методу расчета силы давления солнечного излучения.

Вторая глава посвящена описанию модели наблюдений Глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). В начале главы, в **разделе 2.1**, приводится краткая информация по основным типам траекторных измерений. Одним из таких типов и являются измерения ГНСС. В **разделе 2.2**

представлена информация о видах систем измерений ГНСС. Подробно описаны системы GPS и ГЛОНАСС, структура кодовых и фазовых измерений, их преимущества и недостатки. В подразделе 2.2.5 приводится описание формата наблюдений ГНСС, их буквенные обозначения и классификация. Подразделы 2.2.6 и 2.2.7 посвящены линейным комбинациям измерений ГНСС. С помощью нескольких приемников ГНСС, наблюдающих одну и ту же группировку, можно исключать ошибки часов навигационных спутников (НС) и различные аппаратурные задержки сигнала. Помимо этого, имея кодовые и фазовые наблюдения на нескольких частотах можно исключать различные эффекты модели наблюдений. Например, чтобы исключить влияние ионосферы в данной работе использовалась фазовая безионосферная линейная комбинация, а чтобы детектировать скачки фазовых наблюдений использовалась фазовая безгеометрическая комбинация.

В разделе 2.3 описана разработанная модель наблюдений ГНСС. Для кодовых и фазовых измерений, соответственно, она выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned}
 P_l^h &= \varrho_l^h + c \cdot \delta t_l - c \cdot \delta t^h + a^h + a_l + I + c \cdot \delta t_{rel} + HCD_l + HCD^h + \\
 &\quad + IFB^h + ISB + \epsilon_P, \\
 L_l^h &= \varrho_l^h + c \cdot \delta t_l - c \cdot \delta t^h + a^h + a_l - I + c \cdot \delta t_{rel} + HPD_l + HPD^h + \\
 &\quad + IFB^h + ISB + \lambda N + \delta \varrho_{wind-up} + \epsilon_L,
 \end{aligned} \tag{2}$$

где P_l^h – кодовое измерение (псевдодальность); L_l^h – фазовое измерение (псевдофаза); ϱ_l^h – геометрическое расстояние между высоким НС (h - high) в момент передачи сигнала и низкоорбитальным космическим аппаратом (НКА) (l - low) в момент приема; a^h – смещение фазового центра антенны НС; a_l – смещение фазового центра антенны НКА; I – влияние ионосферы; c – скорость света в вакууме; δt_l – влияние ошибки часов НКА; δt^h – влияние ошибки часов НС; δt_{rel} – влияние релятивизма; HCD_l – аппаратурная кодовая задержка НКА (Hardware Code Delay); HCD^h – аппаратурная кодовая задержка НС; HPD_l – аппаратурная фазовая задержка НКА (Hardware Phase Delay); HPD^h – аппаратурная фазовая задержка НС; IFB^h – смещение из-за расхождения частот различных НС (Inter-Frequency Bias); ISB – смещение из-за расхождения шкал времени различных ГНСС (Inter-System Bias); N –

целочисленная неоднозначность псевдофазы; λ – длина волны несущей сигнала; $\delta\varrho_{wind-up}$ – поправка, связанная со взаимной ориентацией антенн НС и НКА (эффект набега фазы); ϵ – прочие немоделируемые ошибки, включая эффект многолучевости. Отдельные пункты этого раздела посвящены описанию процесса вычисления каждого эффекта, входящего в модель наблюдений. Данная модель собиралась путем исследования многочисленных литературных трудов, а также с помощью экспериментального моделирования наблюдений ГНСС сторонним программным обеспечением (ПО).

В **разделах 2.4 и 2.5** приведены общие сведения о методах уточнения орбит. В частности в **разделе 2.5** приводится описание алгоритма обобщенного фильтра Калмана, который был использован при обработке ГНСС-измерений в данной диссертационной работе. Заключительный **раздел 2.6** посвящен важной характеристике ГНСС-измерений – коэффициенту потери точности. Он определяет насколько хорошо геометрия системы спутники-приемник подходит для определения абсолютных координат приемника.

Третья глава посвящена основным результатам данной диссертационной работы. В **разделе 3.1** описана практическая реализация разработанной модели движения, модели наблюдений и алгоритмов уточнения орбит. В качестве такой реализации был спроектирован и создан программно-вычислительный комплекс LOIS (Low Orbit Improvement Software). Данная программа реализована на языке C++/CLI и имеет графический интерфейс для удобной работы. Язык C++/CLI позволяет использовать преимущества управляемого и нативного кода одновременно. В программе LOIS созданы управляемые обертки для существующих программных астрометрических библиотек написанных на языке C++, а именно IAU SOFA Release 14 и NAIF SPICE V0066. В **подразделе 3.1.2** приводится описание алгоритма работы данного программно-вычислительного комплекса.

В **подразделе 3.1.3** приводятся значения начальных параметров матриц ковариации программного комплекса. Здесь указано каким образом инициализировались матрицы ковариаций ошибок параметров уточнения, ошибок наблюдений, модели движения, неоднозначностей и других дополнительных уточняемых параметров.

В **подразделах 3.1.4-6** описаны алгоритмы предобработки измерений, которые необходимо реализовать для получения наиболее точных ре-

зультатов определения орбиты. **Подраздел 3.1.4** посвящен методу сглаживания кодовых измерений. Все НС GPS шифруют свои кодовые измерения для всех гражданских приемников. Из-за этого значительно возрастает шум кодовых измерений, что в свою очередь значительно ухудшает точность определения местоположения. Для того чтобы эффективно использовать кодовые измерения при определении орбиты бывает необходимо сгладить этот шум. **Подраздел 3.1.5** посвящен методу поиска скачков фазы. Эффект скачка фазы (проскальзывания циклов), добавляет к наблюдению целое неопределенное число циклов. Поэтому возникает необходимость бороться с этим эффектом перед основной обработкой измерений. В данной работе для поиска таких скачков была использована фазовая безгеометрическая комбинация ГНСС-измерений. **Подраздел 3.1.6** посвящен разработанному методу поиска и разрешения фазовых целочисленных неоднозначностей. Суть метода заключается в оценке члена целочисленных неоднозначностей безионосферной комбинации фазовых измерений в процессе уточнения орбиты, с последующим ее разбиением на две отдельные целочисленные переменные, соответствующие двум частотам сигнала. Решение ищется в определенном двумерном целочисленном пространстве по минимуму специальной функции с учетом ограничений, выбираемых пользователем или искусственным интеллектом. Ключевым моментом данного метода является то, что он использует сразу несколько комбинаций измерений в совокупности для определения правильного целочисленного кандидата.

Раздел 3.2 содержит результаты эксперимента по уточнению орбиты КА GRACE-A по модельным измерениям. Измерения и сопутствующие им данные моделировались в программном комплексе Vernese. При генерации синтетических наблюдений для низкоорбитальных спутников используются динамические орбиты НС, поправки часов спутников ГНСС, кинематические координаты и скорости НС, информация об ориентации низкоорбитального спутника (кватернионы поворота). В данной работе были использованы динамические орбиты, полученные из финальных эфемерид, и 5 секундные поправки часов спутников ГНСС, предоставляемые центром CODE (Center for Orbit Determination in Europe). Были созданы синтетические данные ГНСС с шумом кодовых измерений 0.5 м и шумом фазовых измерений 5 мм. Минимальная ошибка определения орбиты в 4 см по радиус-вектору была до-

стигнута с использованием безионосферной комбинации фазовых измерений PIF.

Также в данном разделе приводятся невязки компонент вектора состояния спутника GRACE-A, демонстрация алгоритма сглаживания кодовых измерений, различные статистические характеристики эксперимента, возможности использования дифференциального режима наблюдений и спутников группировки ГЛОНАСС.

В **разделе 3.3** отражены основные результаты диссертационной работы по уточнению орбиты КА с помощью Глобальных навигационных спутниковых систем. Сперва демонстрируются возможности программного комплекса по предобработке реальных измерений ГНСС. Затем приведены результаты по режиму нулевых и двойных разностей. Они дополняются графиками зависимости количества спутников, коэффициента потери точности и автоковариации со временем. На **рис. 1** показан результат определения орбиты в режиме двойных разностей с помощью кодовой и фазовой безионосферной комбинации измерений. Кодовые измерения при этом проходили процедуру сглаживания, а в фазовых измерениях осуществляется оценка члена неоднозначностей с помощью обобщенного фильтра Калмана. Средняя невязка трехмерного положения между истиной орбитой и оцененной в режиме нулевых разностей составила **72 мм**.

В режиме двойных разностей удалось уменьшить ошибку определения орбиты, а вместе с тем и точность фиксации неоднозначностей. Итоговая средняя невязка трехмерного положения после фиксации неоднозначностей составила **23 мм**. Было зафиксировано 87% неоднозначностей (по эпохам за сутки).

Раздел 3.4 посвящен возможностям использования спутниковых навигационных систем для уточнения других типов орбит. В данной работе был проведен анализ видимости НС для высокоэллиптической орбиты по типу орбиты КА «Спектр-Р». Оказалось, что на такой высокой орбите КА может принимать сигналы только с **10-20 спутников** из приблизительно 110 имеющихся в четырех системах ГНСС. В то же время, из-за достаточно малого перицентрического расстояния данной орбиты существует отрезок траектории, на котором достигается приемлемое значение коэффициента потери точности по положению PDOP. Значение **PDOP < 10** (высокоточное позици-

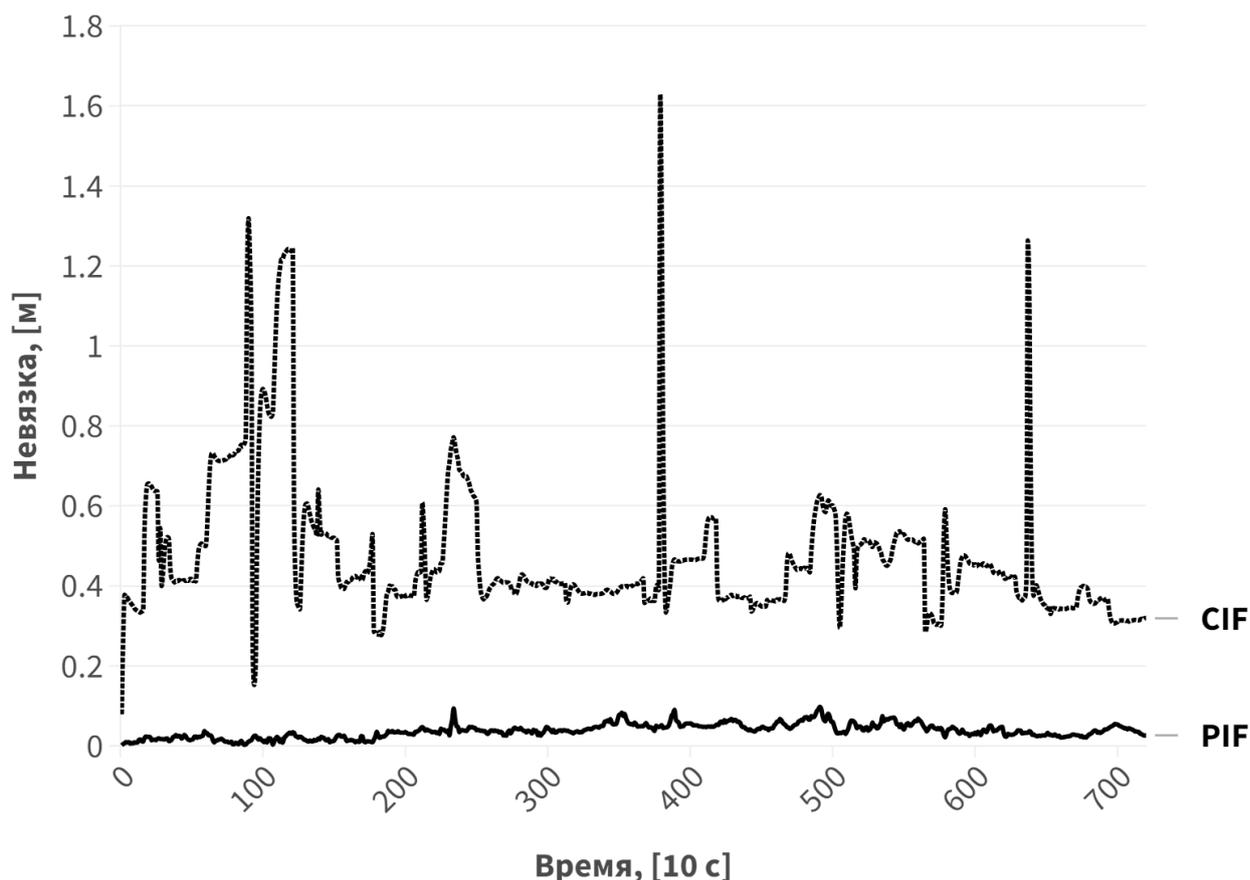


Рис. 1 — Невязка трехмерного положения спутника GRACE A по реальным измерениям. Кодовая и фазовая безионосферные комбинации в режиме двойных разностей.

онирование) достигается на протяжении **0.9 сут**, а **PDOP < 20** (допустимо грубое позиционирование) – на протяжении **1.5 сут**. Это говорит о том, что определение орбиты с таким высоким апогеем, как у КА «Спектр-Р» (300 000 км) с помощью ГНСС возможно только тогда, когда он подлетает достаточно близко к Земле. Величины 0.9 сут и 1.5 сут невелики по сравнению с периодом орбиты, однако из-за высокой скорости КА в момент прохождения перицентра орбиты они покрывают весомую ее часть. В процентном соотношении к общему расстоянию, пройденному КА за один период, они составляют **33%** и **44%** соответственно.

Аналогичные результаты были приведены для средней круговой околоземной орбиты (СОО), которая предлагается для перспективного проекта радиоинтерферометра типа *космос-космос*, разрабатываемого Астрокосмическим центром Физического института им. П.Н. Лебедева (АКЦ ФИАН). В данном разделе показано распределение видимости НС по времени и по груп-

пировкам. Значение PDOP на протяжении всей орбиты меняется **от 1 до 2.5**, что говорит о *сильной* геометрии наблюдаемой группировки и, соответственно, о потенциально высокой точности определения орбиты.

Четвертая глава посвящена уточнению определения ориентации космических аппаратов. Поскольку ориентация КА играет важную роль в определении орбиты КА и результатах научных космических миссий, было проведено исследование возможностей улучшения алгоритмов ее определения с помощью нейронной сети. Идея заключается в том, чтобы использовать искусственный интеллект для высокоточного определения центра звезд на кадрах звездного датчика – прибора для измерения ориентации КА. Чем точнее определяется центр звезды, тем точнее и быстрее определяется ориентация КА.

В **разделе 4.1** описывается процесс сбора данных в виде изображений участков звездного неба. Эти изображения были предназначены для моделирования кадров звездного датчика – прибора для определения ориентации КА. К изображениям звезд на кадрах были прикреплены координаты этих звезд согласно каталогу Gaia. Таким образом была создана полноценная выборка данных для обучения нейронной сети.

В **разделе 4.2** описана архитектура разработанной сверточной нейронной сети, процесс загрузки данных, субпиксельное усовершенствование метода, аугментация данных и процесс обучения нейросети.

В **разделе 4.3** представлены результаты обучения нейросети и их сравнение с классическим методом. Было проведено сравнение с методом взвешенного центра тяжести (МВЦТ) в его субпиксельной модификации. Результаты показаны в таблице 1. Видно, что предлагаемая ИНС превосходит стандартный алгоритм по величине ошибки оценки центра звезды, а также по стандартному отклонению этой величины.

	$ \Delta X $	$ \Delta Y $	ΔR
ИНС (RGB)	0.16 ± 0.16	0.2 ± 0.19	0.28 ± 0.21
ИНС (R)	0.17 ± 0.18	0.22 ± 0.21	0.32 ± 0.23
МВЦТ (R)	0.69 ± 0.48	0.72 ± 0.51	1.07 ± 0.58

Таблица 1 — Сравнение ошибки определения центра звезды с использованием метода центра тяжести и нейросети. Горизонтальная и вертикальная ошибка обозначается как $|\Delta X|$ и $|\Delta Y|$ соответственно.

В разделе 4.4 описываются основные особенности и ограничения предложенного метода определения центра звезд, а также предлагаются дальнейшие направления для исследований в этой теме. Среди них можно выделить необходимость обучения нейросети на изображениях других каталогов и сравнения с иными классическими методами определения центра звезды на кадре звездного датчика.

В **заключении** приведены основные результаты работы, которые заключаются в следующем:

1. Был разработан программный комплекс для высокоточного определения орбит искусственных спутников Земли по данным глобальных навигационных спутниковых систем. В рамках создания данного комплекса были разработаны методы предварительной обработки измерений для оценки степени шума, наличия скачков фазы и целочисленных фазовых неоднозначностей. Также был разработан новый метод фиксации целочисленных параметров фазовой неоднозначности, использующий только комбинации измерений, полученные в процессе определения орбиты. С помощью данного программного комплекса в рамках моделирования орбиты низкоорбитального космического аппарата показана возможность высокоточного позиционирования КА с использованием систем GPS/ГЛОНАСС. На основе реальных измерений гравиметрической миссии GRACE было проведено уточнение орбит низкоорбитальных спутников в режиме нулевых и двойных разностей. Расхождение с орбитой, полученной центром обработки научных данных этой миссии – GFZ, показало среднее расхождение трехмерного положения в 23 мм в режиме двойных разностей.
2. На примере орбиты проекта «Радиоастрон» продемонстрирована возможность использования ГНСС на высокоэллиптической орбите. Проведена оценка видимости количества наблюдаемых спутников и коэффициента потери точности PDOP. Проведены аналогичные оценки в рамках моделирования движения КА на средней околоземной орбите и показана принципиальная возможность использования систем GPS/ГЛОНАСС для высокоточного позиционирования

ния для решения фундаментальный прикладных астрометрических задач.

3. В рамках улучшения методов определения ориентации космических аппаратов с целью повысить точность определения орбиты и, соответственно, результатов научно-прикладных космических миссий, разработан метод определения субпиксельных координат звезды на кадре звездного датчика. Собран уникальный датасет изображений звезд и их субпиксельных координат, основанный на снимках реального неба и данных астрометрической миссии GAIA. Разработанный метод, с помощью собранного датасета и методов машинного обучения показал четырехкратное превосходство по средней невязке координат звезды по сравнению с взвешенным методом центра масс.

Список литературы

1. *Furfaro R., Mortari D.* Least-squares solution of a class of optimal space guidance problems via Theory of Connections // *Acta Astronautica*. — 2020. — Т. 168. — С. 92–103. — DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.05.050>. — URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576519302292>.
2. *Sorenson H.* Kalman filtering : theory and application //. — 1985.
3. The Gravity Recovery and Climate Experiment: Mission overview and early results / В. Tapley [и др.] // *Geophysical Research Letters*. — 2004. — Май. — Т. 31, № 9. — 4 PP. — DOI: [10.1029/2004GL019920](https://doi.org/10.1029/2004GL019920).
4. Low-Earth Orbit Determination from Gravity Gradient Measurements / X. Sun [и др.] // *Acta Astronautica*. — 2016. — Т. 123. — С. 350–362. — DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.03.012>. — URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576515301193> ; Special Section: Selected Papers from the International Workshop on Satellite Constellations and Formation Flying 2015.

5. *Xu G., Xu Y.* GPS: Theory, algorithms and applications, third edition. — 01.2016. — С. 1—489. — DOI: [10.1007/978-3-662-50367-6](https://doi.org/10.1007/978-3-662-50367-6).
6. Efficient Ambiguity Resolution Using Constraint Equation / C. Park [и др.] // . — 05.1996. — С. 277—284. — ISBN 0-7803-3085-4. — DOI: [10.1109/PLANS.1996.509089](https://doi.org/10.1109/PLANS.1996.509089).
7. *Kardashev N., Langston G., Project R.* RadioAstron Space VLBI: Micro-Arc Second Resolution. — 2004. — Дек.
8. *Likhachev S.* Millimetron and Earth-Space VLBI. — 2014. — ЯНВ.
9. The Chinese Space Millimeter-wavelength VLBI array - A step toward imaging the most compact astronomical objects / X. Hong [и др.] // Acta Astronautica. — 2014. — Март. — Т. 102. — DOI: [10.1016/j.actaastro.2014.05.026](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.05.026).
10. *Liebe C.* Star trackers for attitude determination // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. — 1995. — Т. 10, № 6. — С. 10—16. — DOI: [10.1109/62.387971](https://doi.org/10.1109/62.387971).
11. On Increasing the Accuracy of Star Trackers to Subsecond Levels / A. Zakharov [и др.] // Solar System Research. — 2018. — Дек. — Т. 52. — С. 636—643. — DOI: [10.1134/S0038094618070201](https://doi.org/10.1134/S0038094618070201).
12. Optimization of center of gravity algorithms in a Shack-Hartmann sensor / T. Fusco [и др.] // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. — 2006. — ИЮНЬ. — Т. 6272. — DOI: [10.1117/12.670811](https://doi.org/10.1117/12.670811).
13. *Zhang H., Yuan J.-H., Liu E.-H.* CCD noise effects on position accuracy of star sensor. — 2006. — ОКТ.
14. *Akondi V., Roopashree M., Prasad B.* Performance of Centroiding Algorithms at Low Light Level Conditions in Adaptive Optics // Advances in Recent Technologies in Communication and Computing. — 11.2009. — С. 366—369. — DOI: [10.1109/ARTCom.2009.30](https://doi.org/10.1109/ARTCom.2009.30).
15. *Li Z., Li X.* Centroid computation for Shack-Hartmann wavefront sensor in extreme situations based on artificial neural networks // Opt. Express. — 2018. — Ноябрь. — Т. 26, № 24. — С. 31675—31692. — DOI: [10.1364/OE.26.031675](https://doi.org/10.1364/OE.26.031675).

