

Отзыв официального оппонента
на диссертацию Запевалина Павла Романовича
«Определение орбит космических аппаратов по данным
глобальных навигационных спутниковых систем»
на соискание учёной степени кандидата физико-математических
наук
по специальности 1.3.1. Физика космоса, астрономия

Современные исследования с помощью околоземных космических аппаратов позволяют определять параметры гравитационного поля Земли с высокой точностью. Знание этих параметров необходимо для решения многих научных и прикладных задач. Параметры гравитационного поля определяются по измерениям движения специальных космических аппаратов. Это приводит к необходимости определять координаты этих аппаратов с максимальной возможной точностью. Необходимо определять абсолютное местоположение космического аппарата на низкой околоземной орбите (НОО) с точностью до нескольких сантиметров. Высокоточное определение координат космических аппаратов необходимо и при решении многих других актуальных задач. Делается это по измерениям положения аппарата относительно наземных пунктов. Оказывается, вместо положений относительно наземных пунктов могут успешно использоваться измерения положений относительно навигационных спутников, координаты которых хорошо известны. Так возникает весьма актуальная задача определения движения космических аппаратов по измерениям радиосигналов с навигационных спутников. Именно этой актуальной задаче посвящена диссертационная работа П. Р. Запевалина. Вообще-то это совсем новое дело. Так практически еще никто не делал. По крайней мере средств для этого еще не было. Поэтому новизна диссертационной работы очевидна. Павел Романович успешно создал такое средство.

На пути создания средства определения координат космического аппарата по измерениям сигналов навигационных спутников встретилось много проблем. Появился большой соблазн использовать измерения фазы радиосигнала. Это обеспечивает измерения с точностью в несколько миллиметров. Но именно эти измерения доставили максимум хлопот. Этим хлопоты описаны в значительной части диссертации. Ее автор отличился здесь ясным пониманием дела и изобретением способов преодоления проблем. Методу разрешения неоднозначностей фазовых измерений посвящено много страниц диссертации.

На пути от результатов измерений до нахождения искомых параметров движения имеется множество сложных задач, каждая из которых требует особого внимания и решения с максимальной точностью. На этом пути диссертант тоже отличился высокой квалификацией и знанием дела. Здесь проблемы учета сопротивления атмосферы и светового давления, релятивистские эффекты и метод уточнения орбиты по измерениям. Каждый этап требовал максимального учета всех имеющихся знаний.

В итоге требуемый инструмент успешно создан. Создана вычислительная программа для определения орбит космических аппаратов по данным глобальных навигационных спутниковых систем.

О программе следует сказать особо. Конечно, столь громоздкая программа могла быть составлена только с применением объектно-ориентированного программирования. Разнообразие вариантов постановки задач и типов исходных данных потребовало создания совершенного пользовательского интерфейса. В этом деле Павел Романович - мастер. Он создал совершенный инструмент решения требуемого класса задач.

Следует особо подчеркнуть ряд достоинств рассматриваемой диссертационной работы.

В работе учитываются все необходимые эффекты, как в движении космического аппарата, так и в моделях измеряемых величин. При этом используются самые современные сведения и формулы.

В работе применяется так называемый обобщенный алгоритм фильтра Калмана. Это обеспечивает быструю сходимость к наилучшей оценке вектора состояния, поскольку в качестве опорной орбиты используется результат предыдущего вычисления.

Новизна работы заключается в том, что разработаны новые алгоритмы определения и фиксации целочисленных неоднозначностей фазовых измерений сигналов глобальных навигационных спутниковых систем, реализованы соответствующие алгоритмы.

Самым главным новым результатом диссертационной работы следует назвать впервые разработанный программный комплекс определения координат космического аппарата по измерениям сигналов навигационных спутников.

Построена высокоточная модель наблюдений глобальных навигационных спутников систем с учетом всех возможных эффектов, влияющих на распространение сигнала от навигационного спутника к приемнику.

Достоверность результатов диссертационной работы обосновывается тем, что работа программного комплекса была сначала проверена на синтетических наблюдениях проекта GRACE. Для этого использовался специальный генератор модельных наблюдений. Обнаружено неполное соответствие между моделью синтетических наблюдений и моделью наблюдений в программном комплексе, разработанном автором диссертации.

Расхождения имеют допустимую величину 4 см. Это естественно, поскольку неизвестно как моделировались синтетические наблюдения.

Работа с синтетическими наблюдениями позволила проверить отдельно правильность учета различных эффектов в модели наблюдений.

Далее программному комплексу были даны реальные наблюдения проекта GRACE. В этом случае средняя невязка трехмерного положения между истиной орбитой и оцененной составила 72 мм. Это оказалось немного хуже, чем при использовании синтетических наблюдений, однако такую точность можно считать удовлетворительной и демонстрирующей достоверность результатов работы.

На реальных наблюдениях был проверен метод фиксации целочисленных неоднозначностей в фазовых измерениях – основной новый результат диссертационной работы. Для проверки были специально подобраны исходные данные. Проверка дала положительный результат – метод работает правильно.

Разработанный комплекс был применен также к миссии «Радиоастрон». Некоторые неудачные сеансы работы миссии можно объяснить неточностью определения положения этого космического аппарата. Автор диссертационной работы проверил свои методом использованные положения аппарата. Показаны значительные отклонения найденных ранее положений.

Отдельным интересным результатом диссертационной работы является разработка нового метода определения координат звезд в звездных датчиках. Это имеет отношение к определению параметров орбит из радиотехнических измерений сигналов навигационных спутников, поскольку успех дела и точность результатов на рассматриваемом уровне точности прямо зависят от точности знания ориентации аппаратов. Это оригинальная работа, для выполнения которой П.Р. Запевалин не мог не применить свою уникальную компетенцию.

Исключительным достоинством работы является то, что все представленные в диссертации результаты получены лично автором. Павел Романович самостоятельно разработал методики, алгоритмы и программно-вычислительный комплекс уточнения орбит космических аппаратов на основе измерений сигналов навигационных спутников.

Практическая значимость выполненной работы очевидна. Высокоточное определение движения космических аппаратов весьма востребовано. Вычислительная программа, созданная Павлом Романовичем Запевалиным, будет применяться во многих проектах космических исследований.

Недостатков в работе обнаружить не удалось. Однако есть недостатки в изложении диссертации. Перечислим некоторые из них.

Моделирование движения космического аппарата в работе делалось методом численного интегрирования уравнений движения. Существует ряд совершенных таких методов. Автором работы выбран метод Рунге-Кутты – не самый совершенный из них. В диссертации не дано обоснование выбора этого метода.

В остаточных отклонениях вклады разных эффектов суммируются. Всем методам численного интегрирования характерно накопление ошибок с ростом интервала времени моделирования движения. Однако в диссертации нигде не указаны оценки вклада ошибок численного интегрирования.

Из изложения не ясно, потребовалось ли численное интегрирование уравнения (2.54) для матрицы перехода. Если потребовалось, то не ясно каким методом выполнялось. Если не потребовалось, то не ясно с какой целью эти уравнения даны в диссертации.

Накопление ошибок численного интегрирования приводит к ограничениям на допустимый интервал времени моделирования

движения. Эти ограничения важны при практическом применении разработанного метода. В диссертации не указаны эти ограничения.

Для расчета плотности атмосферы использовалась модель NRLMSISE-00. Здесь в изложении упущена важная деталь - зависимость плотности атмосферы от геомагнитного индекса, изменения которого вызваны непрогнозируемым изменением активности Солнца. Не ясно, учитывался ли этот эффект и как.

В работе приводятся примеры применения разработанного метода. Однако не указаны интервалы времени наблюдений, на которых уточнялась орбита, В некоторых случаях об интервалах наблюдений можно догадаться из рисунков. В одном только случае указано, что временной интервал графика соответствует 2 часам. Однако следовало бы явно указать интервалы в тексте для всех примеров.

Вектор состояния космического аппарата определяет список главных уточняемых параметров. Однако в тесте несколько раз упоминается, что в число уточняемых параметров могут включаться другие параметры, например, ошибка часов космического аппарата. В разных применениях метода не указано, какие параметры были включены в число уточняемых.

В итоге работы программы получают уточненные параметры движения космического аппарата. Это является результатом работы программы. Но в диссертации не указано, какие именно из получаемых параметров и как они могут в дальнейшем использоваться.

Имеются также погрешности изложения редакционного характера:

- Страница 12 (в конце). Фрагмент текста "Среднее значение видимых спутников" вызывает вопрос о наличии у спутников каких-то значений. Наверное, этот фрагмент текста следует

понимать как «Среднее значение количества видимых спутников» (пропущено слово «количества»).

- Стр. 14. Написано "численное интегрирование орбиты КА". Орбиту мы, строго говоря, не интегрируем, а интегрируем дифференциальные уравнения движения. Следует заметить, что это уже укоренившийся жаргон в таких работах.
- Стр. 17. В формуле (1.2) первое слагаемое правильно было бы назвать ускорением от гравитационного поля Земли, а e возмущением.
- Стр 19. Всемирное время UTC названо в тексте равномерной шкалой времени, Как следует из дальнейшего изложения, это совсем не равномерная шкала, а скачками изменяющаяся по отношению к более равномерному атомному времени.

Автореферат диссертации точно и полно отражает содержание работы.

Все указанные выше недостатки относятся к качеству текста диссертации и не умаляют общего высокого качества и значимости выполненной работы, не подвергают сомнению достоверность результатов. Диссертация отвечает требованиям, установленным Московским государственным университетом имени М.В.Ломоносова к работам подобного рода. Содержание диссертации соответствует специальности 1.3.1. Физика космоса, астрономия (по физико-математическим наукам), а также критериям, определенным пп. 2.1-2.5 Положения о присуждении ученых степеней в Московском государственном университете имени М.В.Ломоносова, а также оформлена согласно требованиям Положения о совете по защите диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова.

Таким образом, соискатель Запевалин Павел Романович заслуживает присуждения ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 1.3.1. Физика космоса, астрономия.

Официальный оппонент:

доктор физико-математических наук, профессор
заведующий отделом небесной механики Государственного
астрономического института имени П. К. Штернберга МГУ имени
М.В.Ломоносова
профессор кафедры экспериментальной астрономии Физического факультета
МГУ имени М.В.Ломоносова

Емельянов Николай Владимирович

28 ноября 2023 года

Контактные данные:

тел.: 7(495)9393764, e-mail: emelia@sai.msu.ru
Специальность, по которой официальным оппонентом
защищена диссертация:
01.03.01. Астрометрия и небесная механика

Адрес места работы:

119234, г. Москва, университетский проспект, д. 13,
Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга МГУ
имени М.В.Ломоносова
Тел.: 7(495)9393764; e-mail: emelia@sai.msu.ru

Подпись сотрудника МГУ имени М.В.Ломоносова В. Н. Емельянова
удостоверяю:

Начальник канцелярии

Л. Н. Новикова