

БЕЛОРУССКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

Объект авторского права
УДК 521.3; 629.78; 629.7.086

СПИРИДОНОВ
Александр Александрович

**МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ
В ЗАДАЧАХ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ПОЛЕТА СВЕРХМАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук
по специальности 01.04.01 - Приборы и методы экспериментальной физики

Минск, 2023

Научная работа выполнена в **Белорусском государственном университете**.

НАУЧНЫЙ РУКОВОДИТЕЛЬ -

Саечников Владимир Алексеевич,
доктор физико-математических наук, профессор,
заведующий кафедрой физики
и аэрокосмических технологий
Белорусского государственного университета.

ОФИЦИАЛЬНЫЕ ОППОНЕНТЫ:

Дорошин Антон Владимирович,
доктор физико-математических наук, доцент,
заведующий кафедрой теоретической механики
ФГАОУ ВО «Самарский национальный
исследовательский университет
имени академика С.П. Королева»,
Хижняк, Александр Вячеславович,
кандидат технических наук, доцент,
ведущий научный сотрудник НИЛ факультета
связи и автоматизированных систем управления
УО «Военная академия Республики Беларусь».

ОППОНИРУЮЩАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ –

**ГНУ «Институт прикладной физики
НАН Беларуси».**

Защита состоится **10 ноября 2023 года** в *10.00* на заседании совета по защите диссертаций Д 02.01.10 при Белорусском государственном университете по адресу: Минск, ул. Ленинградская 8 (корпус юридического факультета), ауд. 407. Телефон ученого секретаря 209-57-09.

Почтовый адрес: пр-т Независимости 4, Минск, 220030.

С диссертацией можно ознакомиться в Фундаментальной библиотеке Белорусского государственного университета.

Автореферат разослан «29» сентября 2023 года.

Ученый секретарь
совета по защите диссертаций
кандидат технических наук



А.Ф. Романов

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время возрастает роль сверхмалых космических аппаратов (СМКА)–наноспутников (массой от 1 до 10 кг) и пикоспутников (массой от 0,1 до 1 кг) в исследовании и использовании околоземного пространства. Преимуществом СМКА является их быстрота и дешевизна разработки за счет возможности использования коммерческих комплектующих, меньшего количества наземных испытаний; простота исполнения наземной станции приема (НСП); возможность создавать группировки таких космических аппаратов (КА) для решения различных задач. Согласно статистике, на февраль 2023 г., запущено более 2 тысяч СМКА, разворачиваются 62 группировки этих спутников, решающих задачи связи, дистанционного зондирования Земли, исследования погодных явлений, автоматического слежения за подвижными объектами, научных исследований.

При разработке СМКА актуальной является проблема предполетной оценки их орбитальных параметров. Это необходимо как для планирования работы КА в первые сутки полета, так и для его поиска, идентификации (при групповом запуске), проведения первоначальных сеансов радиосвязи. Существует много примеров запуска сверхмалых космических аппаратов, когда аппарат был утерян после запуска.

При эксплуатации СМКА актуальной является проблема определения его орбитальных параметров для прогнозирования движения, слежения и проведения сеансов радиосвязи. Причем, по мере развития СМКА и повышением уровня сложности выполняемых ими научных задач, ужесточаются и требования к точности определения спутника на орбите и прогнозирования его движения. Для более точной обработки данных с датчиков, цифровых камер и научной аппаратуры, необходима точная навигационно-временная привязка. Для прогнозирования будущих пролетов СМКА над НСП и обработки информации используется аналитические модели SGP (*Simplified General Perturbations* – упрощенная модель общих возмущений) с начальными орбитальными данными в формате TLE (*two-line elements* – двухстрочный набор элементов) системы NORAD (*North American Aerospace Defense Command* – Командование воздушно-космической обороны Северной Америки). В долгосрочной перспективе или в случае военных конфликтов система NORAD имеет возможность отключить общий доступ к базе данных. Реже на борту СМКА для определения координат и скорости используют навигационный приемник. Еще одним способом получения начальных данных для моделей прогнозирования движения СМКА является определение орбиты на основе доплеровских измерений радиосигналов телеметрии. Измеряемыми параметрами для НСП являются время и доплеровский сдвиг частоты принимаемого радиосигнала.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Связь работы с научными программами (проектами) и темами

Исследования по диссертационной работе соответствуют п. 1 «Аэрокосмические и геоинформационные технологии» приоритетных направлений научной, научно-технической и инновационной деятельности на 2021-2025 годы, утвержденному Указом № 156 Президента Республики Беларусь от 07.05.2020 г. Диссертационная работа выполнялась в рамках следующих научных программ и проектов: НИОКР «Разработать и создать экспериментальные программно-аппаратные средства для лабораторной отработки комплексов управления, функциональных модулей и узлов бортовой и обеспечивающей аппаратуры нано и пикоспутников ДЗЗ», НТП СГ «Мониторинг СГ», № г.р. 20140072, 2013-2017; НИОКР «Разработка и создание научно-образовательной сети приема и обработки информации с образовательных космических аппаратов», № г.р. 20171814 и НИОКР «Разработка и создание структуры информационного обеспечения аэрокосмического образования», № г.р. 20171537, ГП «Наукоемкие технологии и техника», подпрограмма 7 «Исследование и использование космического пространства в мирных целях», 2016-2020; ГПНИ «Цифровые и космические технологии, безопасность человека, общества и государства», задание 1.7.1.3 «Оптимизация построения орбитальной группировки наноспутников для задачи мониторинга чрезвычайных ситуаций и сбора данных с подвижных объектов», № г.р. 20211329, 2021-2025; ГПНИ «Информатика, космос и безопасность», задание 1.1.18 «Исследование алгоритмов работы коммерческого навигационного приемника СМКА с ограничениями по энергопотреблению и вычислительным ресурсам для высокоточных навигационно-временных измерений», № г.р. 20190684, 2018-2020; ГПНИ «Информатика и космос, научное обеспечение безопасности и защиты от чрезвычайных ситуаций», задание 1.1.01 «Разработка алгоритмов определения пространственной ориентации сверхмалого космического аппарата на основе магнитометрических и солнечных измерений», № г.р. 20161675, 2016-2020; НИОКР «Создать образовательные программы инновационного типа в области исследований и освоения космического пространства» по заданию 1.2 программы СГ «Космос-НТ», № г.р. 20083111, 2009-2011; ГПНИ «Информатика и космос, научное обеспечение безопасности и защиты от чрезвычайных ситуаций», задание 1.04 «Разработка алгоритмов численного расчета характеристик радиосигналов СВЧ диапазона при распространении на трассе спутник-Земля с целью определения эффективности использования их для задач передачи научной информации со спутников, телеметрии и спутниковой связи», № г.р. 20100313, 2010-2012.

Цель, задачи, объект и предмет исследования

Целью работы является развитие базовых и разработка новых методов определения орбиты СМКА, позволяющих независимо от внешних баз данных получить его вектор состояния, а также создание эффективных алгоритмов функционирования системы баллистико - навигационного обеспечения (БНО) полета для решения задач предполетного проектирования и полетной эксплуатации. Для достижения поставленной цели решались следующие задачи: 1) на основании анализа орбитальных параметров КА предыдущих запусков и данных провайдера разработать методы предполетной оценки солнечно-синхронной и эллиптической орбиты СМКА и прогнозирования его первых пролетов над НСП; 2) апробировать новые методы предполетной оценки орбиты СМКА при попутном групповом запуске применительно к расчету начального вектора состояния наноспутника CubeBel-1 и прогнозированию его движения; 3) построить маршрутную карту развертывания региональной группировки наноспутников путем попутного запуска по информации провайдеров запуска, решающей целевые задачи сбора данных с мобильных объектов и обслуживания сервисов; 4) разработать метод идентификации неизвестного СМКА по доплеровским измерениям путем сканирования базы данных орбитальных параметров в формате TLE системы NORAD; 5) разработать метод определения орбиты неизвестного СМКА на основе доплеровских измерений радиосигналов телеметрии и статистического анализа относительной частоты успеха параметров приема при отсутствии данных системы NORAD; 6) разработать численную модель работы навигационного приемника СМКА для решения задач проектной и полетной баллистики, как для приемника с ограничениями по скорости, энергопотреблению и вычислительным ресурсам так и без ограничений.

Объектом исследования являются сверхмалые космические аппараты, наземные станции приема.

Предметом исследования являются орбитальные параметры сверхмалого космического аппарата, параметры наведения антенны наземной станции приема, время приема и доплеровский сдвиг частоты радиосигналов.

Научная новизна

Разработаны методы предполетной оценки вектора состояния СМКА, отличающиеся анализом истории изменения орбитальных параметров спутников предыдущих запусков с целевого космодрома, расчетом 4-х и 6-и параметрических векторов состояния, позволяющие априорно найти параметры его движения на первых витках после запуска и сгенерировать начальный TLE файл. Предложен метод определения орбиты СМКА по данным доплеровских измерений радиосигнала телеметрии, отличающийся анализом координат НСП,

параметров принимаемого радиосигнала двух типов орбит, использованием статистического анализа относительной частоты успеха параметров приема, позволяющий в отсутствии данных системы NORAD рассчитать начальный вектор состояния СМКА. Разработана численная модель относительного движения навигационных спутников и СМКА, отличающаяся возможностью анализа работы навигационного приемника с ограничениями по относительной скорости, энергопотреблению, позволяющая определить прогнозируемые параметры навигационных сигналов и интервалы для энергоэффективного включения приемника.

Положения, выносимые на защиту

1. Новый метод краткосрочного предполетного прогнозирования солнечно-синхронной орбиты при попутном запуске СМКА, учитывающий историю динамики аргумента широты КА предыдущих запусков с целевого космодрома, позволяющий априорно определить в модели возмущенного кругового движения 4-х параметрический вектор состояния (период орбиты, наклонение, долгота восходящего узла, аргумент широты), закон движения низкоорбитального СМКА на первых витках и параметры наведения антенных систем наземных станций приема.

2. Новый метод предполетного формирования маршрутной карты построения региональной группировки наноспутников при попутных поэтапных запусках СМКА с разных космодромов, учитывающий историю динамики широты, долготы КА предыдущих запусков и характеристик орбитального движения на схожих орбитах, позволяющий априорно определить в модели возмущенного эллиптического движения 6-ти параметрический вектор состояния (радиус-вектор и вектор скорости) после запуска, сгенерировать файл орбитальных параметров в формате TLE, оценить усредненные силы сопротивления атмосферы и долговременные законы движения низкоорбитальных СМКА.

3. Новая модель начального определения орбиты низкоорбитального неизвестного СМКА по данным доплеровских измерений радиосигнала телеметрии, отличающаяся анализом координат НСП, параметров принимаемого радиосигнала двух типов орбит (низкая солнечно-синхронная и орбита МКС), использованием статистического анализа относительной частоты успеха параметров приема, позволяющая без актуальных данных орбитальных параметров системы NORAD рассчитать начальный вектор состояния СМКА (период орбиты, наклонение, долгота восходящего узла, аргумент широты).

4. Математическая модель и программная реализация относительного движения космических аппаратов ГНСС и СМКА, отличающаяся возможностью анализа работы навигационного приемника с ограничениями по относительной скорости, энергопотреблению, позволяющая определить

параметры навигационных сигналов (временная задержка и доплеровский сдвиг) и интервалы радиовидимости (не менее 4 спутников) для энергоэффективного включения приемника

Личный вклад соискателя ученой степени

Основные результаты диссертационной работы, а также положения, выносимые на защиту, получены автором лично. Разработка методов исследования, алгоритмов численных расчетов, программного обеспечения и интерпретация результатов также осуществлены автором диссертации. Цель работы и задачи исследования сформулированы совместно с научным руководителем В.А. Саечниковым. Д.В. Ушаков осуществлял консультацию по вопросам разработки методик, алгоритмов и программного обеспечения определения орбит СМКА. Экспериментальные данные измерений и прием радиосигналов телеметрии, данные навигационных приемников наноспутников получены совместно с В.Е. Черным и С.Н. Семеновичем. Обработка и интерпретация результатов измерений проведена лично автором. Сканирование базы данных орбитальных параметров в формате TLE системы NORAD для обработки доплеровских измерений проводилось совместно с А.Г. Кезиком. Апробация методик, алгоритмов и программного обеспечения определения орбит СМКА проводилась в рамках выполнения дипломных работ студентов В.С. Баранова, А. П. Верстаковская, М.В. Волчанина, В.Е.Евчик, Ю.А. Степук, К. В. Стец, Д.А. Шибкова.

В диссертационную работу не включены результаты, которые были получены другими соавторами или с другими соавторами. Материалы совместных публикаций использованы соискателем в объеме авторского вклада.

Апробация диссертации и информация об использовании ее результатов

Основные результаты диссертационного исследования представлены на международных научных конференциях: VI Международной научно-практической конференции «Обеспечение безопасности в чрезвычайных ситуациях» (Воронеж, 10 декабря 2010 г.); 7-й и 8-й Международных научных конференциях по военно-техническим проблемам, проблемам обороны и безопасности, использованию технологий двойного применения (Минск, 20-22 мая 2017 г., 16-17 мая 2019 г.); 4-й Школе-семинаре молодых ученых «Фундаментальные проблемы системной безопасности» (Севастополь, 13-15 сентября 2017 г.); VII Белорусском космическом конгрессе (Минск, 24-26 октября 2017 г.); XII Международной научно-технической конференции «Квантовая электроника» (Минск, 18-22 ноября 2019 г.); Международной

научно-практической конференции «Интеллектуальные информационных системы – 2019» (Воронеж, 11-13 декабря 2019 г.); II и III Международных научно-практических конференциях «Компьютерные технологии и анализ данных» (Минск, 23-24 апреля 2020 г., 21-22 апреля 2022 г.); 15th, 16th International Conference on Industrial Manufacturing and Metallurgy (Нижний Тагил, 18-19 июня 2020 г., 17-19 июня 2021 г.); IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace 2020, 2021 и 2022 (Пиза, 22-24 июня 2020 г., 27-29 июня 2022 г., Неаполь, 22-25 июня 2021 г.); VI Международной научно-практической конференции «Комплексные проблемы техносферной безопасности» (Воронеж, 21-22 декабря 2020 г.).

Результаты работы внедрены в учебный процесс БГУ (имеется 5 актов о внедрении). Имеется один патент на полезную модель.

По результатам диссертации издано 5 учебных пособий.

Опубликованность результатов диссертации

Основные результаты диссертации опубликованы в 30 научных работах, из которых: 6 статей в научных изданиях, включенных в Перечень изданий, и в иностранных научных изданиях (общим объемом 4,8 авторского листа), 5 статей в других научных изданиях, 19 статей в сборниках материалов научных конференций.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из перечня сокращений и обозначений, введения, общей характеристики работы, 4 глав, заключения, списка использованных источников и 10 приложений. Полный объем диссертации составляет 182 страницы, в том числе 51 рисунок занимает 23 страницы, 12 таблиц на 4 страницах, 10 приложений на 47 страницах. Библиографический список состоит из 135 наименований, включая 36 собственных публикаций соискателя ученой степени (занимает 13 страниц).

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

В **первой главе** представлен аналитический обзор литературы. Для БНО полета СМКА можно выделить два направления: проектная и полетная баллистика. Показано, что предполетная оценка орбитальных параметров СМКА актуальна для планирования работы спутника в первые сутки полета, его поиска, идентификации (в групповом запуске), проведения первоначальных сеансов радиосвязи, а также может быть использована для выбора оптимальных космодромов для запуска малобюджетной региональной группировки СМКА. Провайдер запуска предоставляет информацию о параметрах запуска и профиле полета ракетносителя. В первые часы после запуска СМКА, в

международных базах данных отсутствует информация по его орбитальным параметрам. Поэтому предварительная оценка и публикация орбитальных параметров запускаемого СМКА является необходимым условием для его успешного поиска и осуществления устойчивой радиосвязи.

Прогнозирование движения СМКА важно для решения задач управления, слежения и проведения сеансов радиосвязи. Традиционно для выполнения прогнозов СМКА используются аналитические модели SGP и усредненные параметры орбиты в формате TLE системы NORAD, которая имеет возможность отключить доступ к базе данных. Кроме того, в первые часы после запуска КА в базе данных системы NORAD отсутствует информация о параметрах его орбиты. Поэтому разработчики СМКА дополняют НСП радио и оптическими системами наблюдения и определения орбит. Доплеровские измерения радиосигналов телеметрии СМКА используют для уточнения его орбитальных параметров на основе методов дифференциальной коррекции. Также на борту СМКА используется навигационный приемник для определения точных координат, скорости и временной синхронизации.

Во **второй главе** представлен анализ динамики орбитальных параметров СМКА в первый день попутного группового запуска на низкую околоземную орбиту и описаны два метода предполетной оценки начального вектора состояния и прогнозирования первых пролетов спутника над НСП. Первый метод предназначен для предполетной оценки параметров солнечно-синхронной орбиты СМКА. Он позволяет для определения параметров орбиты и прогнозирования полета использовать модель кругового движения и перейти для описания движения спутника от 6-и параметрического вектора состояния к 4-х параметрическому. Метод основан на численном анализе истории изменения аргумента широты КА прошлых аналогичных запусков на орбиту и состоит из двух этапов. На первом этапе вычисляется начальный вектор состояния СМКА $\mathbf{X}(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e)$ в момент времени эпохи t_e (момент отделения СМКА от ракетносителя). На основании информации провайдера запуска (широта φ_0 и долгота λ_0 стартовой площадки, тип ракетносителя, время запуска t_0 , наклонение орбиты i_0) определяются период T_e и наклонение i_e орбиты на момент t_e . Для оценки долготы восходящего узла Ω СМКА на момент времени запуска t_0 используется информация о широте φ_0 и долготе λ_0 , среднем звездном времени на время запуска θ_0 , продолжительности активного участка траектории выведения τ_a :

$$\Omega = \omega_E(t_0 + \tau_a) + \lambda_0 + \theta_0 - \Delta\lambda, \quad (1)$$

где $\omega_E = 7,2921159 \cdot 10^{-5}$ рад/с угловая скорость Земли; $\Delta\lambda = \arcsin(\operatorname{tg}\varphi_0/\operatorname{tgi})$.

Так как в процессе выведения КА на солнечно-синхронные орбиты трассы ракетносителей с близкими по значению τ_a в первые минуты полета

после запуска должны совпадать, то значения аргумента широты u_{new} СМКА нового запуска в моменты времени $t_e = t_0 + \tau_a + \Delta t$ должны совпадать со значениями предыдущих запусков u_{old} :

$$u_{new}(t_0^{new} + \tau_a^{new} + \Delta t) = u_{old}(t_0^{old} + \tau_a^{old} + \Delta t), \quad (2)$$

где t_0^{old} , t_0^{new} – моменты времени предыдущего и последующего запусков; τ_a^{old} , τ_a^{new} – продолжительности активного участка траектории выведения для предыдущего и последующего запусков; Δt – интервал от момента выключения двигателей до отделения СМКА от ракетносителя.

На втором этапе проводится прогнозирование параметров пролета спутника над НСП в модели возмущенного кругового движения. При этом два параметра период T и наклонение i орбиты остаются неизменными, а аргумент широты u и долгота восходящего узла Ω испытывают вековые возмущения, связанные с нецентральностью поля силы тяготения Земли.

Второй метод предназначен для предполетной оценки параметров эллиптической орбиты при попутном запуске СМКА и прогнозирования его первых пролетов над НСП. Метод основан на численном анализе истории долготы и широты спутника прошлых запусков и состоит из двух этапов. На первом этапе рассчитывается начальный вектор состояния СМКА в геоцентрической инерциальной системе координат (СК) ($\mathbf{R}_{ECI}, \mathbf{V}_{ECI}$) для момента времени эпохи t_e . Для этого требуется информация провайдера запуска: широта φ_0 и долгота λ_0 стартовой площадки, тип ракетносителя, время запуска t_0 , наклонение i_0 и период T_0 орбиты. Период T_0 позволяет оценить модуль радиус-вектора орбиты R . Предполагается, что значения долготы λ_{new} , широты φ_{new} СМКА последующих запусков схожими ракетносителями на орбиты с близкими по значению i_0 (отличающиеся не более чем на $0,03^\circ$) в моменты времени t_e должны совпадать со значениями предыдущих запусков долготы λ_{old} и широты φ_{old} :

$$\begin{aligned} \lambda_{new}(t_0^{new} + \tau_a^{new} + \Delta t) &= \lambda_{old}(t_0^{old} + \tau_a^{old} + \Delta t), \\ \varphi_{new}(t_0^{new} + \tau_a^{new} + \Delta t) &= \varphi_{old}(t_0^{old} + \tau_a^{old} + \Delta t). \end{aligned} \quad (3)$$

Последовательно через модуль радиус-вектора орбиты R , долготу λ , широту φ СМКА в моменты времени $t_1 = t_e - \tau$, $t_2 = t_e$, $t_3 = t_e + \tau$ (τ – интервал в несколько минут) определяются три его радиус-вектора \mathbf{R}_{ECEF} в геоцентрической фиксированной СК, в геоцентрической инерциальной СК \mathbf{R}_{ECI} . Метод Гиббса позволяет определить вектор скорости СМКА $\mathbf{V}_{ECI}(t_e)$ в геоцентрической инерциальной СК на момент t_e . На втором этапе проводится прогнозирование пролетов СМКА над НСП в модели возмущенного эллиптического движения. Рассчитываются вектора состояния в орбитальной,

геоцентрической инерциальной, топоцентрической СК и определяются углы наведения антенных систем и доплеровский сдвиг частоты радиосигналов.

Новые методы были апробированы для предполетной оценки орбиты наноспутника CubeBel-1 при его попутном групповом запуске с китайского космодрома Цзюцюань ($40^{\circ}58'03''$ СШ, $100^{\circ}16'43''$ ВД) двухступенчатой ракетой-носителем Long March 2С. Расчетные параметры орбиты: наклонение $i = 97,53^{\circ}$; период $T = 95,20$ мин и высота $H = 520$ км. На основе анализа 5 предыдущих запусков за период с января по октябрь 2018 г. с китайского космодрома Цзюцюань ракетами Long March 2С и 2D на солнечно-синхронную орбиту получены оценки аргумента широты u (для первого метода) и долготы λ , широты φ наноспутника CubeBel-1 (для второго метода). В результате расчета по первому методу определен 4-х параметрический вектор состояния наноспутника CubeBel-1 на момент времени эпохи t_e (29 октября 2018 г., 00:53:40 UTC) $\mathbf{X}(t_e) = (T_e; i_e; u_e; \Omega_e) = (95,20 \text{ мин}; 97,53^{\circ}; 322,4^{\circ}; 160,2^{\circ})$ и в модели возмущенного кругового движения спрогнозированы углы наведения антенных систем и доплеровский сдвиг частоты радиосигналов телеметрии наноспутника CubeBel-1 для второго пролета над университетской НСП. После публикации системой NORAD данных вектора состояния в формате TLE рассчитаны ошибки прогнозирования параметров приема для второго пролета, которые по углу места и азимуту составили $< 1^{\circ}$ и $< 3^{\circ}$ соответственно, а по доплеровскому сдвигу частоты < 350 Гц, как показано на рисунке 1 а.

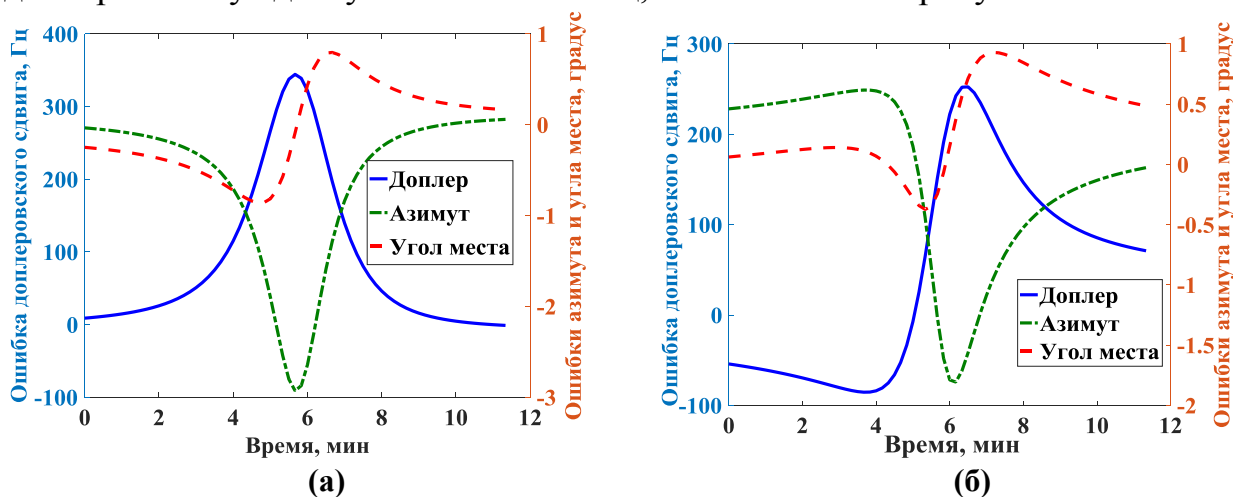


Рисунок 1 – Ошибки прогнозирования углов наведения антенн НСП и доплеровского сдвига частоты радиосигналов наноспутника CubeBel-1 при расчете по первому (а) и второму методу (б)

В результате расчета по второму методу определен 6-и параметрический вектор состояния на момент t_e $\mathbf{R}(t_e) = (-5359 \text{ км}; 3665 \text{ км}; 2328 \text{ км})$, $\mathbf{V}(t_e) = (-1,498 \text{ км/с}; 2,307 \text{ км/с}; -7,087 \text{ км/с})$, спрогнозированы углы наведения антенн НСП и доплеровский сдвиг частоты радиосигналов телеметрии. Ошибки прогнозирования параметров приема составили по углу места и азимуту $< 1^{\circ}$ и

$< 2^\circ$ соответственно, а по доплеровскому сдвигу частоты < 250 Гц. Максимальные ошибки прогнозирования соответствовали минимальному приближению наноспутника к НСП. Для второго метода по сравнению с первым они уменьшились по азимуту на 1° и по доплеровскому сдвигу частоты на 100 Гц, как показано на рисунке 1 б.

На основе разработанного метода предполетного прогнозирования эллиптической орбиты при попутном запуске СМКА по информации китайских провайдеров получена временная маршрутная карта поэтапного построения региональной группировки из 5 наноспутников над территорией Минска. Установлено, что достаточно пяти запусков с двух космодромов Цзюцюань и Тайюань для организации региональной группировки наноспутников для сбора данных с подвижных объектов и обслуживания региональных сервисов со средней продолжительностью перерыва радиовидимости порядка 36 мин при максимальном значении 85 мин.

Третья глава посвящена методу определения орбиты неизвестного СМКА по доплеровским измерениям на основе модели кругового движения и статистического анализа параметров приема радиосигналов телеметрии (угла места и доплеровского сдвига частоты). Для СМКА стандарта Cubesat (на 01.10.2019 г. общее число спутников в базе 180) выполнена оптимизация цикла поиска вектора состояния неизвестного спутника. Исследовалась динамика изменения орбитальных параметров СМКА за неделю полета для двух характерных типов орбит (запуск с МКС и попутный запуск на солнечно-синхронную орбиту). Разработан метод определения орбиты СМКА по доплеровским измерениям, позволяющий определить начальный четырехмерный вектор состояния (период T , наклонение i , долгота восходящего узла Ω , аргумент широты u) спутника. Математическая модель движения СМКА по круговой орбите определяется вектором состояния \mathbf{X} :

$$\mathbf{X} = (T, i, u = \vartheta + w, \Omega, e \approx 0) = (T, i, u, \Omega). \quad (4)$$

Определение орбиты СМКА проводится по N измерениям времени приема t_k ($k = 1, \dots, N$) и доплеровского сдвига частоты Δf_k радиосигналов телеметрии на одном или нескольких пролетах над НСП. Вектор измерений имеет вид:

$$\mathbf{Y} = (Y_1, Y_2, \dots, Y_k, \dots, Y_N), Y_k = (t_k, \Delta f_k). \quad (5)$$

Для расчетного момента времени t_0 определяется вектор состояния $\mathbf{X}_0 = (T_0, i_0, u_0, \Omega_0)$ СМКА, который наилучшим образом удовлетворяет результатам доплеровских измерений по критериям:

- угол места СМКА el над НСП в моменты времени t_k должен быть положительным (СМКА относительно НСП находится выше горизонта):

$$el_k = el(t_k) > 0, \quad (6)$$

- доплеровский сдвиг частоты $\Delta f_k^{calc} = \Delta f^{calc}(t_k)$ радиосигнала телеметрии, полученный в результате численного моделирования по вектору состояния \mathbf{X}_0 , в моменты времени t_k должен отличаться от измеренного $\Delta f_k^{exp} = \Delta f^{exp}(t_k)$ меньше, чем максимальная ошибка измерения Δf_{max} , связанная с нестабильностью частоты бортового передатчика СМКА:

$$|\Delta f_k^{exp} - \Delta f_k^{calc}| < \Delta f_{max}, \quad (7)$$

- знак производной доплеровского сдвига частоты, полученный в результате численного моделирования, совпадает со знаком производной экспериментальной доплеровской кривой (для данных на одном пролете):

$$\text{sign}\left(\frac{d(\Delta f_k^{calc})}{dt}\right) = \text{sign}\left(\frac{d(\Delta f_k^{exp})}{dt}\right). \quad (8)$$

Наиболее вероятное значение вектора состояния для расчетного момента времени t_0 определяется по максимальной относительной частоте успеха β_j вектора состояния \mathbf{X}_0 на основе статистической оценки только угла места ($j = 1$ – Стратегия 1) и угла места и доплеровского сдвига частоты Δf^{calc} ($j = 2$ – Стратегия 2). Относительная частота успеха параметров приема β_j :

$$\beta_j = \frac{N_j}{N_{total}} \cdot 100\%, \quad (9)$$

где N_j – количество расчетных точек, удовлетворяющих критерию (6) для $j = 1$ и (6-8) для $j = 2$, N_{total} – общее количество точек измерений.

По анализу координат НСП, результатам обработки измерения времени приема t_k и доплеровского сдвига частоты Δf_k радиосигналов телеметрии определяются диапазоны изменения $(\Delta T, \Delta i, \Delta u, \Delta \Omega)$ параметров вектора состояния \mathbf{X}_0 для расчетного момента времени t_0 . Для каждого вектора состояния \mathbf{X}_0 в моменты времени t_k в модели невозмущенного (для данных на одном пролете) или возмущенного (для данных на нескольких пролетах) кругового движения определяются угол места el_k СМКА над НСП и доплеровский сдвиг частоты Δf_k^{calc} радиосигнала телеметрии. При расчетах в модели невозмущенного кругового движения три параметра период T , наклонение i , долгота восходящего узла Ω остаются неизменными для всех моментов времени измерений t_k , в то время как аргумент широты u изменяется по закону кругового движения. При расчетах в модели возмущенного кругового движения два параметра период T , наклонение i остаются неизменными для всех моментов времени измерений t_k , в то время как u и Ω испытывают вековые возмущения, связанные с нецентральностью поля силы тяготения Земли.

Предложенный метод определения орбиты СМКА апробирован на доплеровских измерениях неизвестных спутников на одном и нескольких

пролетах над университетской НСП. Метод позволил по данным доплеровских измерений СМКА на нескольких пролетах над НСП за период от 06.10.2019 г. до 09.10.2019 г. (UTC), определить начальный вектор состояния для расчетного момента времени 9:48:18 на 09.10.2019 г. (UTC) китайского наноспутника LUOJIA-1 01 (номер 43485 в системе NORAD). Зависимость количества N_x возможных векторов состояния \mathbf{X}_0 от их относительной частоты успеха β_1 и β_2 на основе 10 и 20 измерений показана на рисунках 2 а и б. Статистический анализ по Стратегии 2 (6-7) позволил сократить число возможных векторов состояния \mathbf{X} на 2 порядка в сравнении со Стратегией 1 (6). Получено, что для 20 доплеровских измерений при использовании Стратегии 2 существует один вектор состояния $\mathbf{X} = (5855 \text{ с}; 97,98^\circ; 115^\circ; 360^\circ)$ с $\beta_2 = 100\%$, что позволяет однозначно определить орбиту по данным на нескольких пролетах.

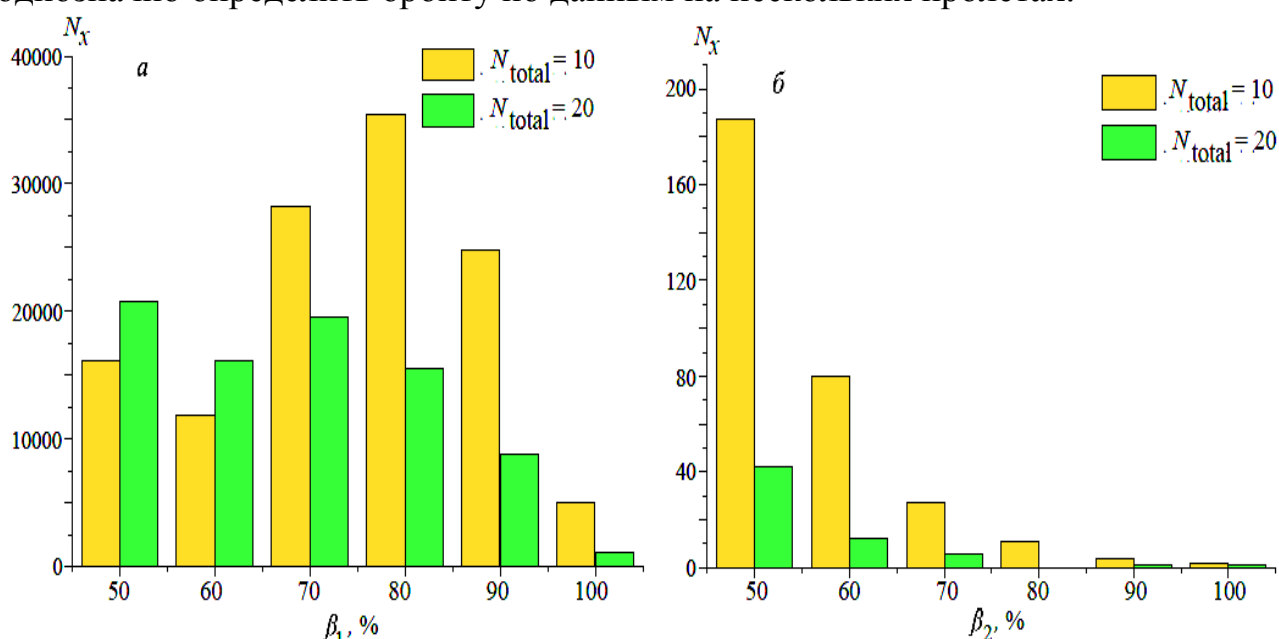


Рисунок 2 – Количество векторов состояния N_x СМКА от их относительной частоты успеха β_1 (б) и β_2 (в) для 10 и 20 доплеровских измерений

Для доплеровских измерений неизвестного СМКА на одном пролете над НСП от 05:54:00 до 06:03:30 за 01.11.2019 г. (UTC) получено, что при отсутствии данных в системе NORAD достаточно 20 доплеровских измерений (для Стратегии 2) для определения усредненного вектора состояния (радиус-вектор и вектор скорости) $(X_0, Y_0, Z_0, V_{0x}, V_{0y}, V_{0z}) = (-3885,3 \text{ км}; 1607,3 \text{ км}; 5452,7 \text{ км}; -4,823 \text{ км/с}; 3,743 \text{ км/с}; -4,540 \text{ км/с})$ для расчетного момента времени $t_0 = 5:59:00$ на 01.11.2019 г. (UTC) с абсолютными средними ошибками по координатам и проекциям скорости до 17 км и 20 м/с, что может быть использовано для последующего уточнения его методом дифференциальной коррекции. При этом наиболее вероятные значения аргумента широты u и долготы восходящего узла Ω для расчетного момента времени t_0 определяется однозначно по максимальному значению β_2 , в то время как наиболее вероятные

значения периода T и наклона i определялись в диапазоне, интервалы которых уменьшались при выборе расчетного момента времени t_0 ближе к центру доплеровской кривой (минимальное сближение СМКА и НСП).

Для подтверждения полученных результатов разработан метод идентификации неизвестного СМКА путем сканирования базы данных орбитальных параметров в формате TLE системы NORAD и статистической оценки относительной частоты успеха идентификации β по тем же критериям (6-8). Для доплеровских измерений неизвестного СМКА на нескольких пролетах над НСП от 06.10.2019 до 09.10.2019 г. (UTC) получено, что по статистической оценке только угла места (6) в базе данных низкоорбитальных КА есть 2 спутника с относительной частотой успеха $\beta_1 = 96\%$, по 1 спутнику с $\beta_1 = 52\%$ и $\beta_1 = 48\%$, как показано на рисунке 3 а. В то время как, по статистической оценке угла места и доплеровского сдвига частоты СМКА (6-7), существует 1 спутник (LUOJIA-01) с $\beta_2 = 96\%$ и 1 спутник с $\beta_2 = 16\%$.

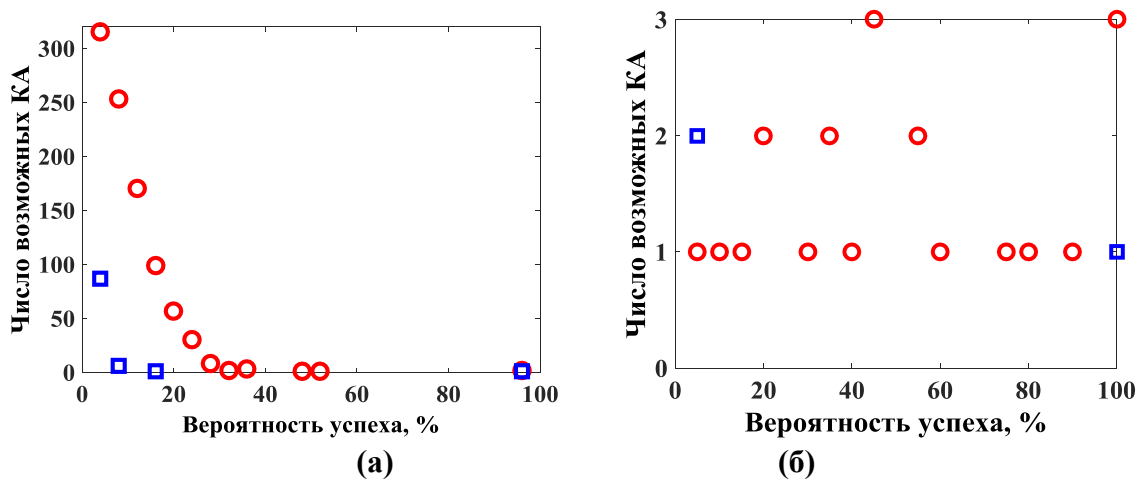


Рисунок 3 – Количество возможных спутников из базы данных от β_1 (кружки) и β_2 (квадраты) для доплеровских измерений на нескольких пролетах (а) и на одном (б) над университетской НСП

Для доплеровских измерений неизвестного СМКА на одном пролете над НСП от 05:54:00 до 06:03:30 для 01.11.2019 г. (UTC) получено, что по статистической оценке только угла места (6) в базе данных спутников Cubesat с максимальной относительной частотой успеха $\beta_1 = 100\%$ существуют 3 КА, поэтому невозможна однозначная идентификация СМКА, как показано на рисунке 3 б. По статистической оценке угла места и доплеровского сдвига частоты (6-8) существуют только 1 наноспутник CubeBel-1 с максимальным значением $\beta_2 = 100\%$ и 2 КА с $\beta_2 = 5\%$, т.е. возможна однозначная идентификация СМКА по базе данных системы NORAD.

В четвертой главе описан разработанный программный комплекс моделирования работы бортового навигационного приёмника СМКА, обеспечивающий решение задач проектной и полетной баллистики:

верификацию данных приемника, прогнозирования орбит СМКА и навигационных космических аппаратов (НКА), интервалов радиовидимости НКА, параметров навигационных сигналов как для навигационного приемника как с ограничениями по скорости так и без ограничений. Проведено численное моделирование работы навигационного приёмника с ограничением по относительной скорости СМКА ($V_{отн} < 500$ м/с), как показано на рисунке 4. Получено, что в течение часа для НКА системы GPS существуют два интервала времени, в течение которых видно от 6 до 4 спутников при изменении интервала наблюдения от 2 до 4 минут, в то время как для НКА системы ГЛОНАСС существуют только один интервал времени, в течение которого видно от 5 до 4 спутников при интервале наблюдения до 4 минут. Кроме того, при совместной работе навигационного приёмника по системам GPS и ГЛОНАСС существуют 4 интервала времени длительностью 4 мин, в течении которых видно 4 и более НКА. Этих интервалов времени достаточно для проведения холодного старта (90-120 с) бортового навигационного приёмника СМКА с ограничением по относительной скорости.

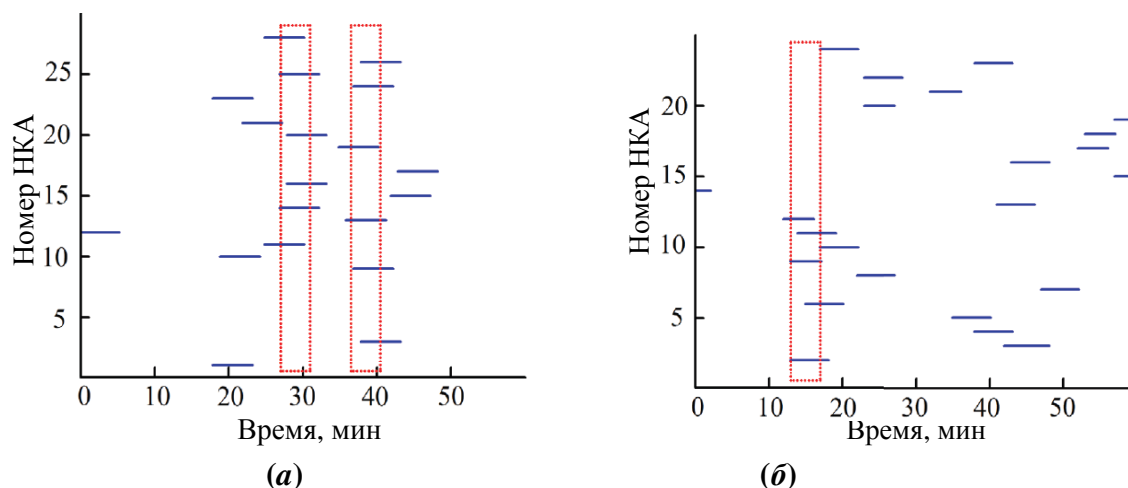


Рисунок 4 – Интервалы радиовидимости НКА систем GPS (а) и ГЛОНАСС (б) за 1 час работы навигационного приёмника с ограничением по относительной скорости ($V_{отн} < 500$ м/с)

С помощью программного комплекса проведен анализ динамика ошибки определения долготы, широты, высоты и модуля скорости наноспутника CubeBel-1 по данным телеметрии на трех пролетах над НСП за период от 18.02.2019 г. до 19.02.2019 г., при этом в 80% точках измерения GDOP < 6, что соответствует хорошим условиям для решения задачи НВО. Результаты анализа показали, что максимальные ошибки определения широты < 0,18°; долготы < 0,012°. Ошибки высоты и скорости принимали максимальные значения сразу после включения приемника и затем уменьшались, при этом ошибка определения высоты < 394 м, а ошибка определения скорости < 45 м/с.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные научные результаты диссертации

1. На основе предложенного метода предполетного прогнозирования солнечно-синхронной орбиты СМКА при попутном запуске предсказан 4-х параметрический вектор состояния (период орбиты, наклонение, долгота восходящего узла, аргумент широты) наноспутника БГУ CubeBel-1, проведено численное моделирование параметров наведения антенны и доплеровского сдвига частоты для первых пролетов наноспутника над университетской НСП с ошибкой прогнозирования в сравнении с расчетами в модели SGP 4 по углу места $< 1^\circ$, азимуту $< 3^\circ$ и доплеровскому сдвигу частоты радиосигналов телеметрии < 350 Гц, что позволило НСП БГУ первой в мире принять и декодировать его телеметрию [4; 5; 9; 27; 28; 29; 35].

2. На основе разработанного метода предполетного прогнозирования низкой эллиптической орбиты СМКА при попутном запуске определен 6-ти параметрический вектор состояния наноспутника БГУ CubeBel-1, рассчитаны параметры наведения антенны и доплеровский сдвиг частоты для первых пролетов наноспутника над НСП с ошибкой прогнозирования в сравнении с расчетами в модели SGP 4 по углу места $< 1^\circ$, азимуту – $< 2^\circ$ и доплеровскому сдвигу частоты радиосигналов телеметрии < 250 Гц. Полученный вектор состояния наноспутника БГУ CubeBel-1 позволил сгенерировать начальный TLE файл для публикации в Интернете на сайтах радиолюбительского сообщества, что дало возможность радиолюбителям по всему миру спрогнозировать сеансы радиосвязи, параметры наведения антенн и доплеровский сдвиг частоты наноспутника при отсутствии информации в базе данных системы NORAD, что позволило успешно принимать телеметрию спутника CubeBel-1 [5; 9; 28; 29; 35].

3. На основе разработанной методики предполетного прогнозирования низкой эллиптической орбиты СМКА при попутном запуске по информации китайских провайдеров получена временная маршрутная карта поэтапного построения региональной группировки из 5 наноспутников над территорией Минска. Установлено, что достаточно 5 запусков с двух космодромов для организации региональной группировки со средней продолжительностью перерыва радиовидимости 36 мин при максимальном значении 85 мин [5; 29].

4. Установлено, что данные 20 доплеровских измерений радиосигнала телеметрии неизвестного СМКА на одном или нескольких пролетах над университетской НСП позволяют на основе SGP моделей и статистического анализа относительной частоты успеха параметров приема (угла места, доплеровского сдвига частоты и его производной) провести однозначную идентификацию неизвестного СМКА путем сканирования базы данных

орбитальных параметров в формате TLE системы NORAD [2; 3; 6; 10; 11; 17; 18; 20–26; 33–36].

5. Предложен метод определения орбиты неизвестного низкоорбитального СМКА по доплеровским измерениям на нескольких пролетах над НСП, использующий модель возмущенного кругового движения и статистический анализ относительной частоты успеха параметров приема (угла места, доплеровского сдвига частоты), который позволяет без использования данных в системе NORAD на основе 20 значений вектора измерений (времени приема и доплеровского сдвига частоты радиосигнала телеметрии) определить начальный четырехмерный вектор состояния (период орбиты, наклонение, долгота восходящего узла, аргумент широты) неизвестного СМКА, с абсолютными ошибками прогнозирования угла места и азимута $< 3^\circ$, доплеровского сдвига частоты радиосигналов телеметрии < 250 Гц, что является достаточным для успешного приема радиосигналов телеметрии и их декодирования. На основе статистического анализа по двум критериям (угол места и доплеровский сдвиг частоты) установлено, что при увеличении значений вектора измерений с 10 до 20 диапазоны изменения орбитальных параметров с относительной частотой успеха выше 50% сокращаются для периода на 84%, для наклонения на 86%, для аргумента широты на 81% и для долготы восходящего узла на 40%. При этом со 100% относительной частотой успеха число наборов орбитальных параметров уменьшается с двух до одного. Предложенный метод позволил обработать данные доплеровских измерений радиосигнала телеметрии неизвестного СМКА на нескольких пролетах, определить начальный вектор состояния и успешно идентифицировать китайский наноспутник формата CubeSat (6U) LUOJIA-1 01 (номер 43485 в системе NORAD) [2; 3; 6; 11; 17–18; 20–22; 24–26].

6. Разработан метод определения орбиты СМКА на основе доплеровских измерений на одном пролете над университетской НСП, использующий модель невозмущенного кругового движения и статистический анализ относительной частоты успеха параметров приема (угла места, доплеровского сдвига частоты и его производной), который показал, что 20 значений вектора измерений (частоты радиосигнала телеметрии неизвестного СМКА) при отсутствии данных в системе NORAD достаточно для определения усредненного вектора состояния (радиус-вектор положения и вектор скорости) неизвестного СМКА с абсолютными средними ошибками по координатам и проекциям скорости до 17 км и 20 м/с. Установлено, что при изменении расчетного времени для начального вектора состояния от края к центру доплеровской кривой число решений с относительной частотой успеха 100% уменьшается в 3 раза, при этом интервалы изменения наклонения и периода уменьшаются на 74%. Предложенный метод позволил обработать данные доплеровских измерений

радиосигнала наноспутника БГУ CubeBel-1 на одном пролете, что позволило определить его начальный вектор состояния, который хорошо коррелирует с данными системы NORAD [6–8; 23; 25–26].

7. Разработан программный комплекс моделирования работы навигационного приёмника СМКА на основе орбитальных параметров в формате TLE, SGP модели, обеспечивающий решение задач проектной и полетной баллистики: верификацию данных навигационного приемника, прогнозирования орбит СМКА и навигационных спутников, интервалов радиовидимости спутников навигационных систем, параметров навигационных сигналов как для навигационного приемника с ограничениями по скорости, энергопотреблению и вычислительным ресурсам так и без ограничений [1; 9; 12–16; 19; 23; 30–32; 35].

8. Получено, что в течение часа для навигационного приемника с ограничениями по его скорости (<500 м/с) относительно навигационных спутников системы GPS существуют два интервала времени, в течение которых видно от 4 до 6 КА при изменении интервала наблюдения от 2 до 4 минут, в то время как для спутников системы ГЛОНАСС существуют только один интервал времени, в течение которого видно от 4 до 5 КА при интервале наблюдения до 4 минут. Кроме того, при совместной работе бортового навигационного приёмника по созвездиям НКА систем GPS и ГЛОНАСС существуют 4 интервала времени длительностью 4 мин, в течении которых видно 4 и более НКА. Этих интервалов времени достаточно для проведения холодного старта (90-120 с) навигационного приёмника СМКА с ограничением по относительной скорости [1; 34].

Рекомендации по практическому использованию результатов

Результаты работы использованы при разработке и полетной эксплуатации наноспутника БГУ CubeBel-1, при разработке университетской НСП, оснащенной системой определения орбиты. Методы предполетного прогнозирования низкой орбиты СМКА могут быть использованы разработчиками спутников и операторами НСП для оценки начального вектора состояния в первые сутки полета КА при отсутствии данных внешнетраекторных измерений. Разработанный метод определения орбиты неизвестного СМКА позволяет определить и уточнить его вектор состояния при отсутствии данных в системе NORAD; решить задачу его идентификации в групповом запуске. Результаты диссертационной работы частично вошли в изданные учебные пособия [32–36], которые использованы автором при чтении специальных курсов лекций студентам и магистрантам, обучающимся по аэрокосмическим специальностям на факультете радиофизики и компьютерных технологий БГУ.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ СОИСКАТЕЛЯ УЧЕНОЙ СТЕПЕНИ

Статьи в научных рецензируемых изданиях, включенных в перечень изданий, и в иностранных научных изданиях

1. Спиридонов, А.А. Моделирование работы навигационного приемника для сверхмалого космического аппарата / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, Д.В. Ушаков // Приборы и методы измерений. – 2019. – Т. 10, № 4. – С. 331-340.

2. Determination of the Orbit of an Unknown Ultra-Small Spacecraft Based on the Circular Perturbed Motion and Measurements of the Doppler Frequency Shift / A.A. Spiridonov, A.G. Kezik, V.A. Saetchnikov, V.E. Cherny, D.V. Ushakov // Moscow University Physics Bulletin. – 2020. – Vol. 75, № 5. – P. 488-495.

3. Small satellite orbit determination methods based on the doppler measurements by Belarusian state university ground station / A.A. Spiridonov, V.A. Saetchnikov, D.V. Ushakov, V.E. Cherny, A.G. Small // IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. – 2020. - Vol. 2, № 2. – P. 59-66.

4. Прогнозирование первых пролетов наноспутника CubeBel-1 над университетской наземной станцией / А.А. Спиридонов, Д.В. Ушаков, В.Е. Черный, В.А. Саечников // Веснік Магілеўскага дзяржаўнага ўніверсітэта імя А.А. Куляшова. Серыя В. Прыродазнаўчыя навукі: матэматыка, фізіка, біялогія. – 2021. - № 2 (58). – С. 83-92.

5. The regional nanosatellite constellation modelling formation by a piggyback launch from different spaceports / A.A. Spiridonov, V.S. Baranova, V.A. Saetchnikov, D.V. Ushakov // Journal of the Belarusian State University. Physics. – 2022. - № 2. – P. 50-59.

6. Small Satellite Orbit Determination Using Single Pass Doppler Measurements / A.A. Spiridonov, V.A. Saetchnikov, D.V. Ushakov, V.E. Cherny, A.G. Kezik // IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. – 2022. – Vol. 3, № 4. – P. 162-170.

Статьи в других научных изданиях

7. Саечников, В.А. Разработка базового модуля бортовых систем университетского наноспутника / В.А. Саечников, А.А. Спиридонов // Гелиогеофизические исследования. – 2014. – № 8. – С. 6-9.

8. Саечников, В.А. Моделирование канала связи «университетский наноспутник – земля» / В.А. Саечников, А.А. Спиридонов // Гелиогеофизические исследования. – 2014. – № 8. – С. 10-12.

9. Саечников, В.А. Моделирование движения сверхмалого космического аппарата [Электронный ресурс] / В.А. Саечников, А.А. Спиридонов, И.А. Шалатонин // Гелиогеофизические исследования. – 2015. – Режим доступа: <http://vestnik.geospace.ru/index.php?id=352>. – Дата доступа: 11.09.2022.

10. Верстаковская, А.П. Мобильная станция приёма телеметрии на основе приемника, программно-определяемого радио / А.П. Верстаковская, А.А. Спиридонов, В.Е. Черный // Электроника плюс. – 2019. - № 3. – С. 50-57.

11. Кезик, А.Г. Моделирование совместной работы сети наземных станций приема телеметрии малых космических аппаратов / А.Г. Кезик, А.А. Спиридонов // Электроника плюс. – 2019. - № 3. – С. 58-62.

Статьи в сборниках материалов научных конференций

12. Мониторинг ионосферы с использованием космических навигационных систем / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, Е.В. Верхотурова, В.Р. Ермакович, М.И. Хомич // Обеспечение безопасности в чрезвычайных ситуациях : материалы VI Междунар. науч.-практ. конф., Воронеж, 10 декабря 2010 г. / Главное управление МЧС России по Воронеж. обл. ; ГОУВПО «Воронеж. гос. технич. ун-т»; редкол.: В.И. Федянин [и др.]. – Воронеж, 2010. – Ч. II. – С. 32-36.

13. Спиридонов, А.А. Навигационно-баллистическое обеспечение полета сверхмалого космического аппарата / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, И.А. Шалатонин // 7-я Международная научная конференция по военно-техническим проблемам, проблемам обороны и безопасности, использованию технологий двойного применения, Минск, 20-22 мая 2017 г. : сб. науч. ст. В 3 ч. / Гос. воен.-промышл. комитет Респ. Беларусь ; редкол.: С.М. Ненужный [и др.]. – Минск : Четыре четверти, 2017. – Ч. 2. – С. 165-172.

14. Моделирование параметров движения навигационных спутников для задачи отработки навигационных приемников / А.А. Спиридонов, И.А. Шалатонин, В.А. Саечников, Д.Н. Гринь, М.В. Волчанина, В.В. Домбровский // Фундаментальные проблемы системной безопасности : материалы школы-семинара молодых ученых, посвященной 60-летию запуска первого в мире искусственного спутника Земли, Севастополь, 13-15 сентября 2017 г. / Министерство образования и науки Российской Федерации, Воронежский государственный университет, Севастопольский государственный университет; редкол.: О.В. Яковлев [и др.]. – Воронеж-Севастополь : Цифровая полиграфия, 2017. – С. 121-125.

15. Взаимодействие программно-аппаратных средств для лабораторной отработки нано- и пикоспутников / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, И.А. Шалатонин, Д.Н. Гринь, В.В. Домбровский // Седьмой Белорусский космический конгресс : материалы конгресса, Минск, 24-26 октября 2017 г. / ОИПИ НАН Беларуси. – Минск, 2017. – Т. 2. – С. 107-110.

16. Степук, Ю.А. Возможность использования коммерческого навигационного приёмника для сверхмалого космического аппарата / Ю.А. Степук, А.А. Спиридонов, В.А. Саечников // Седьмой Белорусский

космический конгресс : материалы конгресса, Минск, 24-26 октября 2017 г. / ОИПИ НАН Беларуси. – Минск, 2017. – Т. 2. – С. 115-117.

17. Определение орбит малых космических аппаратов сетью наземных станций приема телеметрии / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, Д.В. Ушаков, В.Е. Черный // 8-я Международная научная конференция по военно-техническим проблемам, проблемам обороны и безопасности, использованию технологий двойного применения, Минск, 16-17 мая 2019 г. : сб. науч. ст. В 5 ч. / Государственный военно-промышленный комитет Республики Беларусь. – Минск : Лаборатория интеллекта, 2019. – Ч. 2. – С. 97-102.

18. Построение сети наземных станций приема телеметрии малых космических аппаратов / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, Д.В. Ушаков, И.А. Шалатонин // Интеллектуальные информационные системы : труды Междунар. науч.-практич. конф., Воронеж, 11-13 декабря 2019 г. : в 2 ч. / Воронежский государственный технический университет ; отв. ред. Я. Е. Львович. – Воронеж, 2019. – Ч. 1. – С. 7-11.

19. Спиридонов, А.А. Отработка методов верификации данных навигационного приёмника малого космического аппарата / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, Д.В. Ушаков // Квантовая электроника : материалы XII Междунар. науч.-технич. конф., Минск, 18-22 ноября 2019 г. / Мин. обр. Респ. Бел.; Белгосуниверситет; НИИ ПФП имени А.Н. Севченко; БРФФИ; Ин-т физики имени Б.И. Степанова НАН Беларуси; Науч.-технич. ассоциация «Оптика и лазеры»; редкол.: М.М. Кугейко (отв. ред.) [и др.]. – Минск : РИВШ, 2019. – С. 270-272.

20. Сеть наземных станций приема телеметрии малых космических аппаратов для внешнетраекторных измерений / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, Д.В. Ушаков, В.Е. Евчик, А.Г. Кезик // Квантовая электроника : материалы XII Междунар. науч.-технич. конф., Минск, 18-22 ноября 2019 г. / Мин. обр. Респ. Бел.; Белгосуниверситет; НИИ ПФП имени А.Н. Севченко; БРФФИ; Ин-т физики имени Б.И. Степанова НАН Беларуси; Науч.-технич. ассоциация «Оптика и лазеры»; редкол.: М.М. Кугейко (отв. ред.) [и др.]. – Минск : РИВШ, 2019. – С. 273-275.

21. Наземная станция приема телеметрии и определения орбиты сверхмалого космического аппарата / А.П. Верстаковская, В.Е. Евчик, А.Г. Кезик, В.А. Саечников, С.А. Соловьев, А.А. Спиридонов, Д.В. Ушаков, В.Е. Черный // Компьютерные технологии и анализ данных (СТДА`2020): материалы II Междунар. науч.-практич. конф., Минск, 23-24 апреля 2020 г. / БГУ; редкол.: В.В. Скакун (отв. ред.) [и др.]. – Минск, 2020. – С. 224-228.

22. Research and educational network of ground stations for receiving and processing information from educational satellites / A.A. Spiridonov, V.A. Saechnikov, D.V. Ushakov, A.G. Kezik, V.E. Cherny, A.P. Verstakovskaya,

V.E. Evchik // IOP Conference Series : Materials Science and Engineering. – 2020. – Vol. 966 (15th International Conference on Industrial Manufacturing and Metallurgy, Nizhny Tagil, Russia, 18-19 June 2020). – P. 012104(1-6).

23. BSUSat-1 – Research/Educational Lab – One Year in Orbit / V. Saetchnikov, S. Semenovich, A. Spiridonov, E. Tcherniavskaia, V. Cherny, I. Stetsko, S. Vasilenko, D. Buchinsky // Proc. 2020 IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace, Pisa, Italy, 22-24 June 2020 (virtual conf.) / IEEE; edited by A. Buffi and M. Marracci. – Pisa, 2020. – P. 111-116.

24. Small Satellite Orbit Determination Using The University Ground Station / A.A. Spiridonov, V.A. Saechnikov, D.V. Ushakov, V.E. Cherny, A.G. Kesik // Proc. 2020 IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace, Pisa, Italy, 22-24 June 2020 (virtual conf.) / IEEE; edited by A. Buffi and M. Marracci. – Pisa, 2020. – P. 117-121.

25. Orbit Determination Methods for LEO Satellites from Probabilistic Analysis, Circular Motion Model And Single Pass Doppler Measurements / A.A. Spiridonov, V.A. Saechnikov, D.V. Ushakov, V.E. Cherny, A.G. Kesik // Proc. 2021 IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace, Naples, Italy, 22-25 June 2021 (virtual conf.) / IEEE; edited by G. Rufino and R. Schiano Lo Moriello. – Naples, 2021. – P. 130-134.

26. Обучение технологиям определения орбиты сверхмалого космического аппарата / А.А. Спиридонов, В.А. Саечников, Д.В. Ушаков, И.А. Шалатонин, В.Е. Черный, А.Г. Кезик, В.Е. Евчик, А.П. Верстаковская // Комплексные проблемы техносферной безопасности : материалы VI Междунар. науч.-практич. конф., Воронеж, 21-22 декабря 2021 г. : в 3 ч. / ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический университет»; редкол.: И.Г. Дроздов (отв. ред.) [и др.]. – Воронеж, 2021. – С. 148-157.

27. Pre-Flight calculation of the orbital parameters of a small satellite / A.A. Spiridonov, V.A. Saechnikov, D.V. Ushakov, V.E. Cherny // AIP Conference Proceedings. – 2022. – Vol. 2456 (Proc. of the 16th International Conference on Industrial Manufacturing and Metallurgy (ICIMM 2021), Nizhny Tagil, June 17-19, 2021). – P. 030037 (1-7).

28. Orbital Parameters Pre-launch Calculation Methods for a Piggyback Launched University Small Satellite / A. Spiridonov, V. Baranova, D. Ushakov, V. Saechnikov, V. Cherny // Proc. of 2022 IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace (IEEE MetroAeroSpace 2022), Pisa, Italy, 27-29 June 2022 / IEEE; edited by M. Marracci. – Piza, 2022. – P. 486-490.

29. Моделирование построения региональной группировки наноспутников попутным запуском / А.А. Спиридонов, В.С. Баранова, В.Е. Евчик, И.А. Шалатонин, К.В. Стец, Д.В. Ушаков, В.А. Саечников // Компьютерные технологии и анализ данных (СТДА`2022): материалы

III Междунар. науч.-практич. конф., Минск, 21-22 апр. 2022 г. / БГУ; редкол.: В.В. Скакун (отв. ред.) [и др.]. – Минск, 2022. – С. 240-243.

30. Оценка точности навигационно-временного определения бортовым навигационным приёмником наноспутника CUBEVEL-1 / Д.А. Шибкова, В.С. Баранова, С.В. Василенко, С.Н. Семенович, В.Е. Черный, А.А. Спиридонов, Д.В. Ушаков, В.А. Саечников // Компьютерные технологии и анализ данных (СТДА`2022): материалы III Междунар. науч.-практич. конф., Минск, 21-22 апреля 2022 г. / БГУ; редкол.: В.В. Скакун (отв. ред.) [и др.]. – Минск, 2022. – С. 247-250.

Патенты

31. Имитатор для испытания малых космических аппаратов: пат. ВУ 11856 / А.А. Спиридонов, И.А. Шалатонин, В.А. Саечников. – Опубл. 30.12.2018.

Учебные пособия

32. Абламейко, С.В. Глобальные навигационные спутниковые системы: пособие / С.В. Абламейко, В.А. Саечников, А.А. Спиридонов. – Минск: БГУ, 2011. – 147 с.

33. Абламейко, С.В. Малые космические аппараты: пособие / С.В. Абламейко, В.А. Саечников, А.А. Спиридонов. – Минск: БГУ, 2012. – 159 с.

34. Абламейко, С.В. Спутниковые системы связи: пособие / С.В. Абламейко, В.А. Саечников, А.А. Спиридонов. – Минск: БГУ, 2012. – 146 с.

35. Спиридонов, А.А. Навигационно-баллистическое обеспечение сверхмалого космического аппарата: пособие / А.А. Спиридонов, Д.В. Ушаков, В.А. Саечников. – Минск: Колорград, 2020. – 332 с.

36. Абламейко, С.В. Малые космические аппараты (на вьетнамском языке) / С.В. Абламейко, В.А. Саечников, А.А. Спиридонов. – Ханой: Молодость, 2019. – 203 с.



РЭЗІЮМЭ

Спірыдонаў Аляксандр Аляксандравіч

Метады вызначэння арбіты ў задачах балістыка-навігацыйнага забеспячэння палёту звышмалога касмічнага апарата

Ключавыя словы: звышмалы касмічны апарат, нанаспадарожнік, перадпалётнае прагназаванне арбіты, доплераўскі зрух частаты, радыёсігналы тэлеметрыі, вызначэнне арбіты, навігацыйны прымач

Мэта работы: развіццё базавых і распрацоўка новых метадаў вызначэння арбіты звышмалога касмічнага апарата, якія дазваляюць незалежна ад знешніх баз даных атрымаць яго вектар стану, а таксама эфектыўных алгарытмаў функцыянавання сістэмы балістычна-навігацыйнага забеспячэння палёту для вырашэння задач як перадпалётнага праектавання так і палётнай эксплуатацыі, іх праграмная рэалізацыя.

Метады даследавання: аналітычныя мадэлі няўзрушанага і абуранага руху касмічнага апарата, метады пачатковага вызначэння арбіт, статыстычныя метады апрацоўкі вынікаў вымярэнняў

Атрыманыя вынікі і іх навізна. Распрацаваны метады кароткатэрміновага перадпалётнага прагназавання сонечна-сінхроннай арбіты пры спадарожным запуску звышмалога касмічнага апарата (ЗМКА), які ўлічвае гісторыю дынамікі аргумента шыраты спадарожнікаў папярэдніх запускаў з мэтавага касмадрома. Прапанаваны метады перадпалётнага фарміравання маршрутнай карты пабудовы рэгіянальнай групоўкі нанаспадарожнікаў пры спадарожных паэтапных запусках спадарожнікаў з розных касмадромаў, які ўлічвае гісторыю дынамікі шыраты, даўгаты спадарожнікаў папярэдніх запускаў і характарыстык арбітальнага руху на падобных арбітах. Распрацавана мадэль пачатковага вызначэння арбіты спадарожніка, якая выкарыстоўвае доплераўскага вымярэння і статыстычны аналіз адноснай частаты поспеху параметраў прыёму радыёсігналаў тэлеметрыі (кут месца, доплераўскі зрух частаты) пры адсутнасці арбітальных параметраў сістэмы NORAD. Распрацаваны праграмны комплекс мадэлявання работы навігацыйнага прымача ЗМКА, які забяспечвае вырашэнне задач праектнай і палётнай балістыкі: верыфікацыю даных, прагназавання параметраў навігацыйных сігналаў, інтэрвалаў радыёбачнасці навігацыйных спадарожнікаў.

Рэкамендацыі па выкарыстанні: вынікі працы выкарыстаны пры распрацоўцы і палётнай эксплуатацыі нанаспадарожніка CubeBel-1, пры распрацоўцы наземнай станцыі прыёму, абсталяванага сістэмай вымярэння і вызначэння арбіты з часовай сінхранізацыяй.

Вобласць ужывання: праектная і палётная балістыкі, вызначэнне параметраў арбіты ЗМКА па дадзеных радыётэхнічных вымярэнняў.

РЕЗЮМЕ

Спиридонов Александр Александрович

Методы определения орбиты в задачах баллистико-навигационного обеспечения полета сверхмалого космического аппарата

Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат, наноспутник, предполетное прогнозирование орбиты, доплеровский сдвиг частоты, радиосигналы телеметрии, определение орбиты, навигационный приёмник

Цель работы: развитие базовых и разработка новых методов определения орбиты сверхмалого космического аппарата, позволяющих независимо от внешних баз данных получить его вектор состояния, а также эффективных алгоритмов функционирования системы баллистико-навигационного обеспечения полета для решения задач предполетного проектирования и полетной эксплуатации, их программная реализация.

Методы исследования: аналитические модели невозмущенного и возмущенного движения космического аппарата, методы начального определения орбит, статистические методы обработки результатов измерений.

Полученные результаты и их новизна. Разработан метод краткосрочного предполетного прогнозирования солнечно-синхронной орбиты при попутном запуске сверхмалого космического аппарата (СМКА), учитывающий историю динамики аргумента широты спутников предыдущих запусков с целевого космодрома. Предложен метод предполетного формирования маршрутной карты построения региональной группировки наноспутников при попутных поэтапных запусках спутников с разных космодромов, учитывающий историю динамики широты, долготы спутников предыдущих запусков и характеристик орбитального движения на схожих орбитах. Разработана модель начального определения орбиты спутника, использующая доплеровские измерения и статистический анализ относительной частоты успеха параметров приема радиосигналов телеметрии (угол места, доплеровский сдвиг частоты) при отсутствии орбитальных параметров системы NORAD. Разработан программный комплекс моделирования работы навигационного приёмника СМКА, обеспечивающий решение задач проектной и полетной баллистики: верификацию данных, прогнозирования параметров навигационных сигналов, интервалов радиовидимости навигационных спутников.

Рекомендации по использованию: результаты работы использованы при разработке и полетной эксплуатации наноспутника CubeBel-1, при разработке наземной станции приема, оснащенной системой измерения и определения орбиты с временной синхронизацией.

Область применения: проектная и полетная баллистики, определение параметров орбиты СМКА по данным радиотехнических измерений.

SUMMARY

Spiridonov Alexander Alexandrovich

Orbit determination methods in the problems of ballistic and navigation support for the flight of an ultra-small satellite

Keywords: ultra-small satellite, nanosatellite, pre-flight orbit prediction, Doppler frequency shift, telemetry radio signals, orbit determination, navigation receiver

The Goal of the research: evolution of basic and development of new methods for orbit determination of an ultra-small satellite, allowing, regardless of external databases, to obtain its state vector, as well as effective algorithms for the functioning of the ballistic and navigation flight support system for solving problems of both pre-flight design and flight operation, their software implementation.

The research methods: analytical models of unperturbed and perturbed satellite motion, initial orbit determination methods, statistical methods for processing measurement results.

The results and their novelty. A method has been developed for short-term preflight forecasting of a sun-synchronous orbit of ultra-small satellite orbit on a piggyback launch, taking into account the history of the dynamics of the latitude argument of the satellites of previous launches from the target cosmodrome. A method is proposed for the pre-flight formation of a route map for constructing a nanosatellite regional constellation during piggyback phased launches of satellites from different cosmodroms, taking into account the history of the dynamics of latitude and longitude of satellites of previous launches and the characteristics of orbital motion in similar orbits. The orbit initial determination model for satellites has been developed using Doppler measurements and statistical analysis of the relative success rate of telemetry radio reception parameters (elevation angle, Doppler frequency range) in the absence of orbital parameters of NORAD system. The software package for modeling the operation of the ultra-small satellite navigation receiver has been developed, which provides a solution to the problems of design and flight ballistics: data verification, prediction of navigation signal parameters, radio visibility intervals of navigation satellites.

The recommendations for use: the results of the applicant's work were introduced in the development and flight operation of the nanosatellite CubeBel-1, in the development of a ground station, equipped with a system for measuring and orbit determination with time synchronization.

The application area: design and flight ballistics, determination of parameters of the ultra-small satellite orbit based on the data of radio measurements.



Подписано в печать 26.09.2023. Формат 60×84 ¹/₁₆. Бумага офсетная.
Цифровая печать. Усл. печ. л. 1,63. Уч.-изд. л. 1,75.
Тираж 85 экз. Заказ 319.

Отпечатано с оригинала-макета заказчика
в республиканском унитарном предприятии
«Издательский центр Белорусского государственного университета».
Свидетельство о государственной регистрации издателя, изготовителя,
распространителя печатных изданий № 2/63 от 19.03.2014.
Ул. Красноармейская, 6, 220030, Минск.

ЛИСТ ОПЕЧАТОК

в автореферате диссертации Спиридонова А.А.
«Методы определения орбиты в задачах баллистико-навигационного обеспечения
полета сверхмалого космического аппарата»
на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук
по специальности 01.04.01 – Приборы и методы экспериментальной физики

На странице 12 название рисунка 2 следует читать «Количество векторов
состояния N_x СМКА от их относительной частоты успеха β_1 (а) и β_2 (б) для 10 и
20 доплеровских измерений».

Соискатель



А.А. Спиридонов

Ученый секретарь совета
по защите диссертаций
кандидат технических наук



А.Ф. Романов