

DOI: 10.21122/2220-9506-2025-16-4-315-332

## Наземная станция приёма и измерения орбитальных параметров нано- и пикоспутников

В.Е. Евчик, А.А. Спиридонов, В.С. Баранова, В.А. Саечников, Д.В. Ушаков

Белорусский государственный университет,  
пр-т Независимости, 4, г. Минск 220030, Беларусь

Поступила 14.04.2025

Принята к печати 17.10.2025

Для раннего обнаружения новых рабочих наноспутников и CubeSat'ов необходимо организовать сеть станций для приёма сигнала и обработки его параметров для предварительного анализа орбиты. Целью работы являлась разработка наземной станции приёма телеметрии нано- и пикоспутников, позволяющая проводить измерения и экспресс анализ орбитальных параметров с использованием точных временных меток. На основе разработанных функциональных блок-схем для аппаратной и программной части станции приёма телеметрии создан прототип станции. Прототип станции позволяет проводить измерения времени приёма и длительности пакета, доплеровского сдвига частоты, временной задержки, экспресс-анализ орбитальных параметров с последующим использованием накопленного массива данных для измерения точных орбитальных параметров нано- и пикоспутников. Получена временная привязка с помощью модуля GNSS, позволяющая выставлять временные метки с точностью не хуже 3 мкс, что достаточно для определения наклонной дальности сверхмалого космического аппарата с точностью не хуже 450 м. Показан метод для определения параметров орбиты сверхмалого космического аппарата с помощью измерения доплеровских сдвигов частоты с привязкой к точному времени GNSS приёмника. Разработанная наземная станция приёма и измерения орбитальных параметров наноспутников расположена в г. Минск, позволяет принимать сигналы со спутников, высота орбиты которых не превышает 1000 км, с наклонением орбиты не менее 40°, в радиолобительском диапазоне частот 430–440 МГц. Проведены тестовые радиотехнические измерения и отработана методика проведения временной синхронизации для повышения точности определения орбиты нано- и пикоспутников.

**Ключевые слова:** радиотехнические измерения, доплеровский сдвиг, временная синхронизация, орбитальные параметры

---

**Адрес для переписки:**

Евчик В.Е.  
Белорусский государственный университет,  
пр-т Независимости, 4, г. Минск 220030, Беларусь  
e-mail: sevchik@bsu.by

---

**Address for correspondence:**

Evchik V.E.  
Belarusian State University,  
Nezavisimosty Ave., 4, Minsk 220030, Belarus  
e-mail: sevchik@bsu.by

---

**Для цитирования:**

В.Е. Евчик, А.А. Спиридонов, В.С. Баранова, В.А. Саечников, Д.В. Ушаков.  
Наземная станция приёма и измерения орбитальных параметров нано- и пикоспутников.  
Приборы и методы измерений.  
2025. Т. 16. № 4. С. 315–332.  
DOI: 10.21122/2220-9506-2025-16-4-315-332

---

**For citation:**

Evchik VE, Spiridonov AA, Baranova VS, Saetchnikov VA, Ushakov DV.  
Station for Receiving and Measurement of the Orbital Parameters of Nano- and Picosatellites with Time Reference.  
Devices and Methods of Measurements.  
2025;16(4):315–332. (In Russ.).  
DOI: 10.21122/2220-9506-2025-16-4-315-332

DOI: 10.21122/2220-9506-2025-16-4-315-332

## Station for Receiving and Measuring of Nano- and Picosatellites' Orbital Parameters with Time Reference

V.E. Evchik, A.A. Spiridonov, V.S. Baranova, V.A. Saetchnikov, D.V. Ushakov

Belarusian State University,  
Nezavisimosty Ave., 4, Minsk 220030, Belarus

Received 14.04.2025

Accepted for publication 17.10.2025

### Abstract

For early detection of new operational nanosatellites and CubeSats, it is necessary to organize a network of stations for receiving signals and processing their parameters for preliminary orbit analysis. Aim of the work was to develop a ground station for receiving telemetry from nano- and picosatellites allowing measurements and rapid analysis of orbital parameters using precise timestamps. This station allows for measurements and express analysis of orbital parameters using precise time stamps. A prototype station was created based on the developed functional block diagrams for hardware and software of the telemetry receiving station. The prototype station allows for measurements of the reception time and packet duration, Doppler frequency shift, time delay, and express analysis of orbital parameters. The accumulated data were used to measure precise orbital parameters of nano- and picosatellites. A temporary binding was obtained using the GNSS module, allowing for setting of time stamps with an accuracy of no worse than 3  $\mu$ s, which was sufficient for determining the inclination of a small spacecraft with an accuracy of no worse than 450 m. A method was shown for determining the orbital parameters of a small spacecraft by measuring Doppler frequency shifts tied to precise time of the GNSS receiver. The developed ground station for receiving and measuring the nanosatellites's orbital parameters is located in Minsk and allows for receiving signals from satellites with an orbital altitude not exceeding 1000 km, with an orbital inclination of at least 40°, in the amateur radio frequency range of 430–440 MHz. Test radio engineering was conducted. Measurements and a method for conducting time synchronization were developed to improve the accuracy of determining the orbits of nano- and picosatellites.

**Keywords:** radio engineering measurements, doppler shift, time synchronization, orbital parameters

---

#### Адрес для переписки:

Евчик В.Е.  
Белорусский государственный университет,  
пр-т Независимости, 4, г. Минск 220030, Беларусь  
e-mail: sevchik@bsu.by

#### Для цитирования:

В.Е. Евчик, А.А. Спиридонов, В.С. Баранова, В.А. Саечников,  
Д.В. Ушаков.

Наземная станция приёма и измерения орбитальных  
параметров нано- и пикоспутников.

Приборы и методы измерений.

2025. Т. 16. № 4. С. 315–332.

DOI: 10.21122/2220-9506-2025-16-4-315-332

---

#### Address for correspondence:

Evchik V.E.  
Belarusian State University,  
Nezavisimosty Ave., 4, Minsk 220030, Belarus  
e-mail: sevchik@bsu.by

#### For citation:

Evchik VE, Spiridonov AA, Baranova VS, Saetchnikov VA,  
Ushakov DV.

Station for Receiving and Measurement of the Orbital Parameters  
of Nano- and Picosatellites with Time Reference.

Devices and Methods of Measurements.

2025;16(4):315–332. (In Russ.).

DOI: 10.21122/2220-9506-2025-16-4-315-332

---

## Введение

В настоящее время на орбите Земли находится более 10 тысяч активных спутников, включая сверхмалые космические аппараты (СМКА) – нано- и пикоспутники (массой от 1 до 10 кг), в числе которых второй университетский наноспутник BsuSat-2 (CubBel-2) [1]. СМКА демонстрируют значительные преимущества по сравнению с крупногабаритными космическими системами. Они имеют высокую экономическую эффективность за счёт снижения себестоимости производства и эксплуатации, минимизации затрат на создание наземной инфраструктуры (включая упрощённые требования к наземным станциям приёма (НСП)), сокращения временных затрат на проектирование и испытания (включая уменьшение объёма наземных испытаний). Возможность попутного запуска снижает зависимость от специализированных пусковых услуг. Быстрое развёртывание орбитальных группировок позволяет решать прикладные задачи дистанционного зондирования Земли и проведения научных экспериментов. Высокий образовательный потенциал СМКА позволяет использовать их в качестве учебных платформ для подготовки студентов аэрокосмических направлений, обеспечивая практическое освоение технологий проектирования и управления космическими системами. Таким образом, СМКА представляют собой перспективное направление развития космических технологий, сочетающее технико-экономическую эффективность с широким спектром приложений [2].

При эксплуатации СМКА актуальной является проблема измерений параметров их радиосигналов и определения орбиты для прогнозирования движения и решения задач управления, приёма и обработки информации. Стремительное развитие технологий разработки СМКА, рост уровня сложности выполняемых научных задач накладывает более жёсткие требования к точности определения координат спутника на орбите и прогнозирования его движения. Для более точной обработки данных с датчиков, цифровых камер и научной аппаратуры необходима точная навигационно-временная привязка [3].

Для прогнозирования будущих пролётов СМКА над НСП и обработки информации

используются усреднённые параметры орбиты космического аппарата в формате TLE (two-line elements – двухстрочный набор элементов) американской системы NORAD (North American Aerospace Defense Command – Командование воздушно-космической обороны Северной Америки) с возможностью прямой работы с этими данными только с помощью SGP (Simplified General Perturbations – упрощённая модель общих возмущений) моделей возмущённого движения [4]. Но система NORAD имеет возможность отключить общий доступ пользователей к базе данных орбитальных параметров. Из-за роста общего числа запускаемых спутников в настоящее время система NORAD не успевает отслеживать все космические объекты и по большинству СМКА первая информация появляется через недели после запуска. История запусков СМКА показывает, что многие аппараты не были обнаружены наземными станциями приёма и утеряны после запуска. Альтернативным способом получения начальных данных для моделей прогнозирования движения СМКА является определение орбиты на основе измерений характеристик радиосигналов телеметрической или командной радиоперелинии, что упрощает аппаратную реализацию и стоимость измерительной системы. Измеряемыми параметрами для бюджетной наземной станции приёма являются время, доплеровский сдвиг частоты принимаемого радиосигнала, задержка радиосигнала (для двухпроходных доплеровских измерений) [5–9].

Для обнаружения СМКА после запуска и успешной независимой их эксплуатации необходимо организовать сеть НСП. Примером такой сети может служить международная сеть радиолюбителей Satnogs [10], разработанная в рамках проекта Libre Space Foundation с открытым исходным кодом. Наземная станция сети может быть реализована с использованием коммерчески доступного радиоприёмного оборудования и антенно-фидерных устройств на базе неподвижной всенаправленной антенны или управляемого антенного комплекса. В настоящее время сеть Satnogs объединяет около 3 сотен НСП. Кроме того, около 5 тысяч радиолюбительских НСП передают данные телеметрии СМКА в базу данных сети. Ещё одним примером успешной работы для созвездий малоразмерных

космических аппаратов на низких околоземных орбитах является российская Сеть Открытых Наземных Исследовательских Комплексов Станций (СОНИКС). Архитектурно каждая станция – это модульный комплект, включающий в себя антенну (обычно квадрилирную или волновой канал) в радиопрозрачном колпаке, маломощный усилитель и приёмник программно-определяемого радио HackRF или RTL SDR, смонтированный на мини ПК или обычном ПК, а для слежения за спутником используется поворотное устройство с серийным управлением [11]. Принимаются радиосигналы со спутников в диапазоне VHF/UHF (130 МГц – 1 ГГц): сигнал с антенны проходит через маломощный усилитель, затем квантуется и захватывается приёмником программно-определяемого радио, после чего выполняется доплеровская коррекция и первичная цифровая фильтрация в GNU Radio, дальнейшая обработка выполняется программно.

Но существующие НСП для работы с малоразмерными космическими аппаратами не позволяют проводить измерения орбитальных параметров. Поэтому целью данной работы являлась разработка НСП с временной синхронизацией, построенная на коммерческих компонентах с использованием как общедоступного, так и собственного

программного обеспечения, которая позволит независимо от внешних баз данных орбитальных параметров решать такие задачи как прогнозирование движения СМКА и характеристик радиосигналов; моделирование и визуализация сценариев работы НСП и проведения экспресс-расчёта стандартной навигационно-баллистической информации; приём и обработка радиосигналов телеметрии и научной информации, измерения параметров орбиты. Дополнительно необходимо разработать программное обеспечение для приёма, обработки и хранения сигналов в базе данных с функцией разграничения прав пользователей (чтение/запись). Система должна обеспечивать ведение архива телеметрии и измеренных параметров с возможностью их актуализации. Предварительные параметры орбиты и данные телеметрии будут накапливаться в базе данных сервера этой сети и использоваться для последующего уточнения и расчёта орбитальных параметров СМКА.

### Станция измерения орбитальных параметров

Для разработки прототипа станции была создана упрощённая блок-схема, показанная на рисунке 1.



Рисунок 1 – Функциональная схема наземной станции

Figure 1 – Functional block diagram of a ground station

Схема разделена на 2 основные части: аппаратная реализация и сопутствующее программное обеспечение для обработки данных и управления станцией [12]. В аппаратный комплекс включена вся необходимая инфраструктура для проведения приёма сигнала с университетских наноспутников для

его последующей аппаратной и программной обработки и разделена на 3 основных части – это блок приёма, блок обработки сигнала и блок управления [13, 14].

Блок приёма сигнала, показанный на рисунке 2, предназначен для наведения антенной системы, приёма сигналов со спутника.

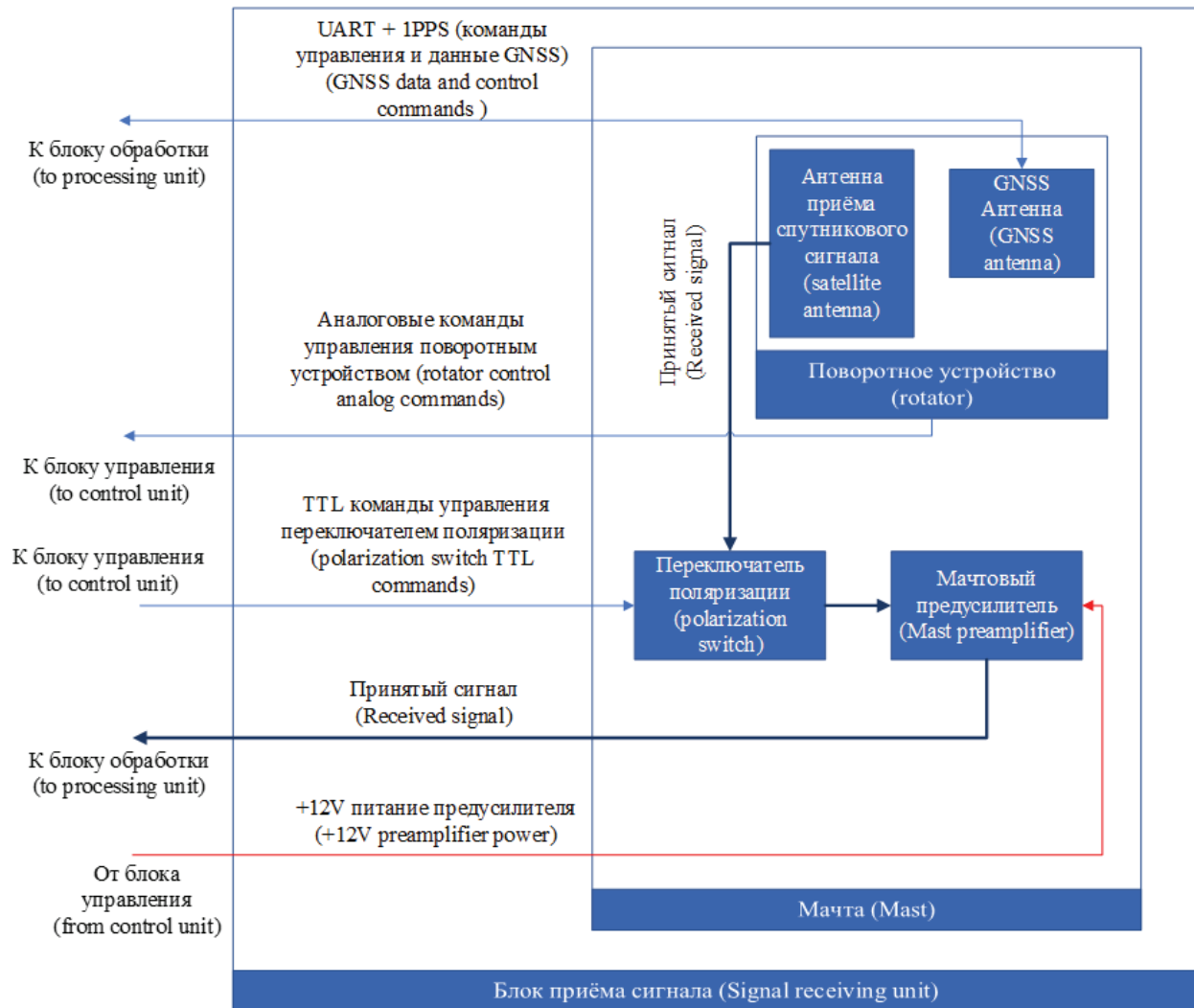


Рисунок 2 – Функциональная схема блока приема сигнала

Figure 2 – Functional diagram of a signal receiving unit

В состав блока приёма сигнала включены: антенная установка, GNSS приёмник временной синхронизации, поворотное устройство G5500, переключатель поляризации и мачтовый предусилитель. В качестве GNSS приёмника используется АНАИ.469635.002 с точностью синхронизации 15 нс.

В качестве антенной установки была выбрана узконаправленная антенна Яги-Уда

(волновой канал) X-Quad 70cm [15, 16]. Данная антенна является составной из двух антенн Яги-Уда в X-образном исполнении для получения круговой поляризации и соединённых между собой с помощью фазовращателя. Антенна имеет ширину главного лепестка диаграммы направленности  $\approx 36^\circ$ , коэффициент усиления 12,8 дБд для рабочей полосы 433–438 МГц. Для переключения поляризации используются



высокочастотные реле, переключающие положения фазовращателя и позволяющие получить 4 вида поляризации: две линейные (вертикальная и горизонтальная) и две круговые (правосторонняя и левосторонняя).

Для управления положением антенны используется двухосевое поворотное устройство YAESU G5500 с контроллером управления, позволяющее наводить антенну по двум углам: азимуту ( $0\text{--}360^\circ$ ) и углу места ( $0\text{--}90^\circ$ ) с точностью наведения не хуже  $1^\circ$ . Последними двумя элементами в этом блоке являются мачтовый предусилитель SSB SP 70 S и коаксиальный кабель RG213 с волновым сопротивлением 50 Ом.

Блок управления, показанный на рисунке 3, предназначен для управления переключателем поляризации, поворотным устройством и обеспечения бесперебойным питанием НСП. В состав блока управления включены:

Интерфейс управления поворотным устройством GS-232B, интерфейс управления переключателем поляризации в виде конвертера USB-TTL и бесперебойный источник питания. Бесперебойный блок питания в схеме выполняет две функции – обеспечивает непрерывность и автономность работы наземной станции и формирует переменное напряжение 220 В и постоянные напряжения  $+12\text{ В}$ ,  $+5\text{ В}$ .

Интерфейс управления поворотным устройством GS-232B имеет собственный микропроцессор с 10-битным АЦП и ПЗУ, подключается через последовательный порт RS-232 (COM) к персональному компьютеру и обеспечивает автоматическое слежение за спутниками. Последовательный порт интерфейса может быть сконфигурирован для работы со скоростями обмена от 1200 до 9600 бод. У современных персональных компьютеров отсутствует COM порт и для подключения используется конвертер COM порта в USB.

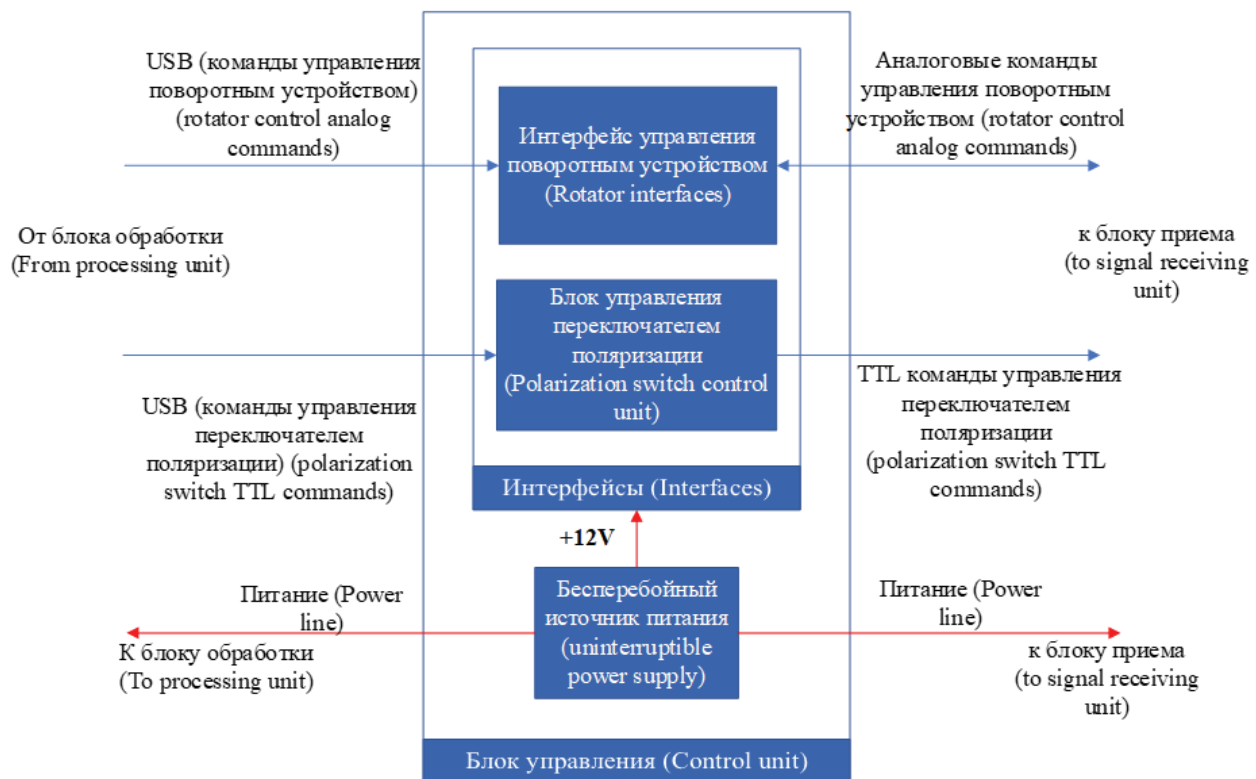


Рисунок 3 – Функциональная схема блока управления

Figure 3 – Functional diagram of a control unit

Блок обработки сигнала, показанный на рисунке 4, предназначен для аналоговой и цифровой обработки и измерения параметров

принятых радиосигналов: извлечения, преобразования и хранения полезной информации. В его состав входят: персональный компьютер,

приёмник программно-определяемого радио (RTL-SDR), устройство измерения, записи и синхронизации, в виде модифицированного HACKRF и фильтрующий предусилитель HAB-FPA434 производства Uputronics. Фильтрующий предусилитель HAB-FPA434 усиливает сигнал на необходимых частотах от 430 до 440 МГц на 20 дБ. Основной функцией приёмника RTL-SDR является приём аналогового сигнала, выборка необходимой полосы частот приёма, которая устанавливается с помощью программного обеспечения с ПК, и оцифровка сигнала для его передачи на ПК. После проводится его программная обработка

для декодирования и получения данных телеметрии с последующим хранением. Приёмник RTL-SDR позволяет получить информацию, содержащуюся в полученном сигнале с наноспутника, а функцию измерений характеристик сигнала [17], что является целью исследований, выполняет устройство измерения, записи и синхронизации. Основные функции, которые выполняет данное устройство, это измерение параметров сигнала, таких как несущая частота, точное время прихода сигнала и, при срабатывании триггера наличия сигнала, запись полного IQ сигнала в собственную память для последующей обработки.

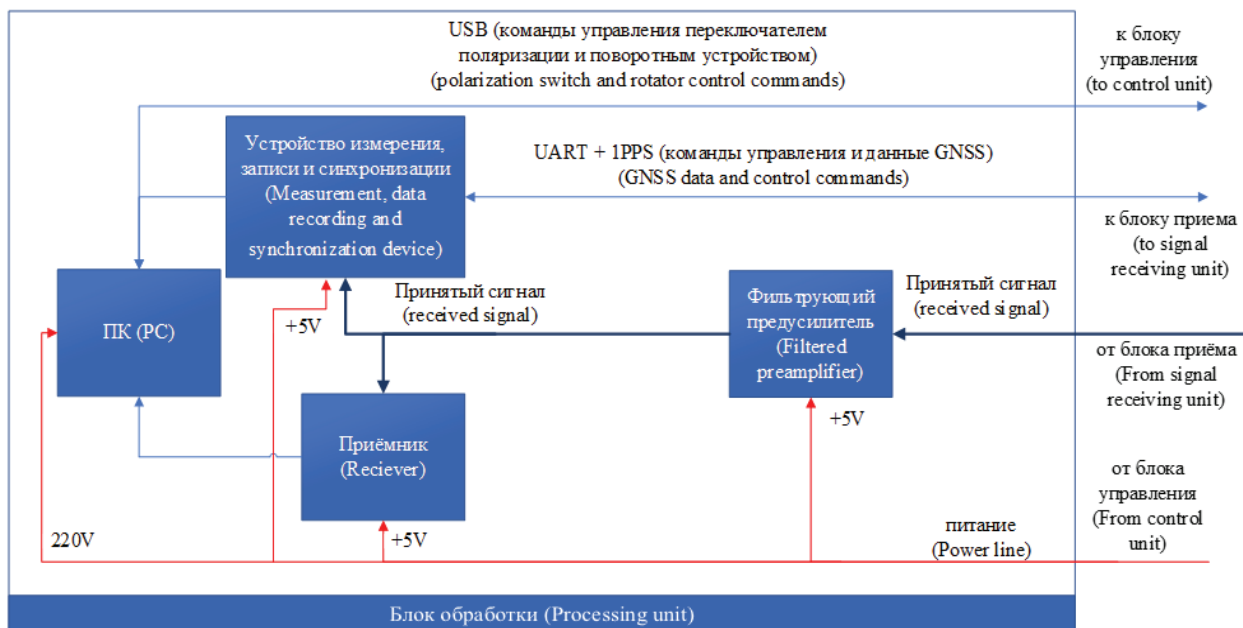


Рисунок 4 – Функциональная схема блока обработки  
Figure 4 – Functional diagram of a processing unit

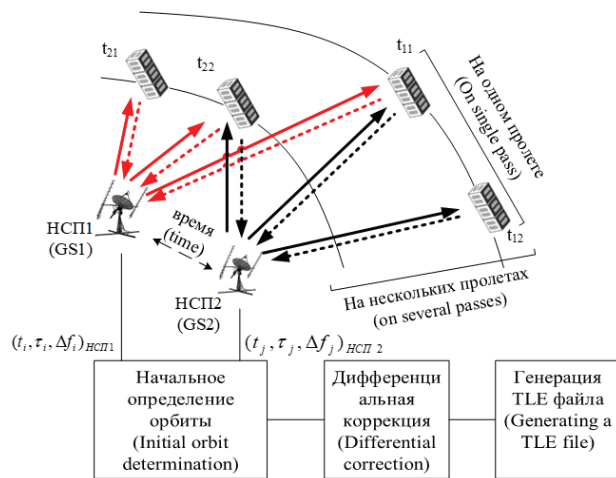
Точные метки времени выставляются по следующему алгоритму работы. С GNSS приёмника на модифицированную плату HACKRF приходит 1PPS сигнал и пакет NMEA. В начале работы микроконтроллер с помощью полученных пакетов навигационного решения устанавливает внутренние часы и корректирует их с помощью 1PPS сигнала. После корректировки и установки внутреннего времени при появлении 1PPS сигнала срабатывает триггер на установку метки времени. Для привязки метки времени к исследуемому сигналу этот сигнал после аналогово-цифрового преобразователя записывается в отдельную

память. При срабатывании триггера прихода 1PPS во внутреннюю память записывается номер регистра, в которую происходит запись исследуемого сигнала, тем самым устанавливая метку времени для этого регистра. При обнаружении сигнала наноспутника записанный IQ сигнал выгружается из памяти устройства вместе с установленными метками времени.

## Результаты схемотехнического моделирования

Для определения параметров орбиты СМКА на НСП можно использовать однопроходные

и двухпроходные доплеровские измерения радиосигналов, проводимые как отдельной НСП [5–9] так и совместно сетью станций [10]. Результатом пассивных доплеровских однопроходных измерений (на трассе от спутника до наземной станции) в каждый момент приёма радиотелеметрических сигналов от СМКА является время приёма  $t_i$  и частота принятого сигнала  $f_i$ . Эти измерения могут быть выполнены как на одном пролёте СМКА над НСП (данные одного пролёта), так и на нескольких пролётах (данные нескольких пролётов), как показано на рисунке 5.



**Рисунок 5** – Однопроходные (только пассивный приём) и двухпроходные доплеровские измерения орбиты сверхмалого космического аппарата

**Figure 5** – Single-pass (passive reception only) and double-pass Doppler measurements of a satellite's orbit

Обычно однопроходные доплеровские измерения используются для уточнения орбиты СМКА, когда известна начальная оценка вектора состояния спутника  $\mathbf{X}(t_0)$ , номинальная частота  $f_0$  принимаемых радиосигналов. По данным измерения частоты принятого сигнала  $f_i$  определяется доплеровский сдвиг  $\Delta f_i = f_i - f_0$  и скорость изменения наклонной дальности:

$$d\rho_i/dt = -\frac{\Delta f_i}{f_0} c, \quad (1)$$

где  $c$  – скорость света.

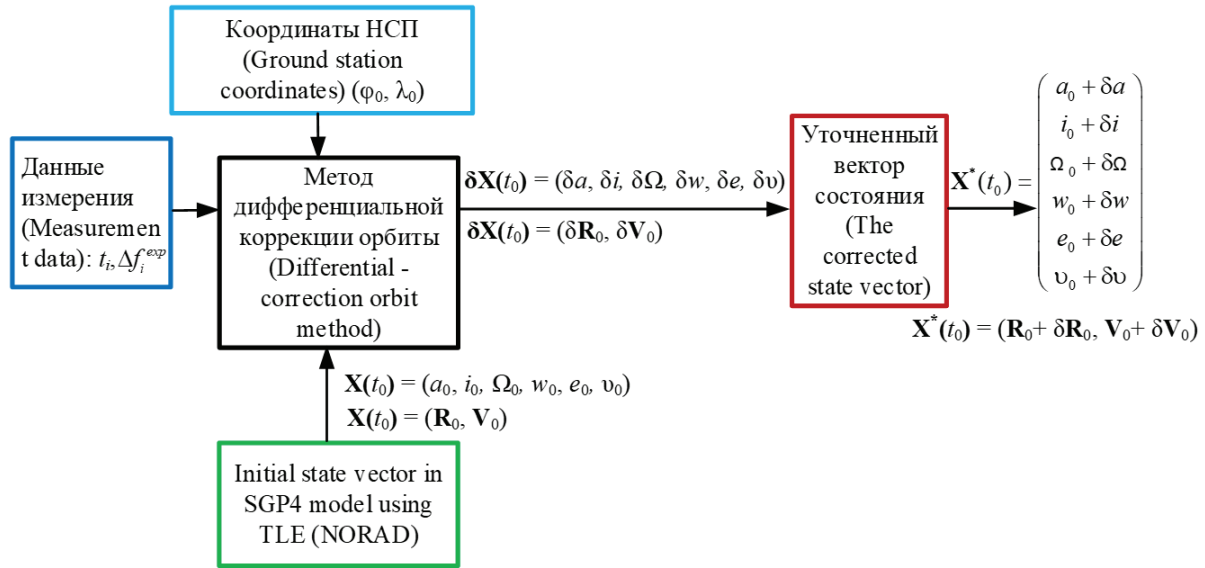
В дальнейшем используются методы дифференциальной коррекции начального вектора состояния  $\mathbf{X}(t_0) = (a_0, i_0, \Omega_0, w_0, e_0, v_0)$  по данным измерений скорости изменения

наклонной дальности для получения поправок для орбитальных параметров (большой полуоси  $a_0$ , наклонения  $i_0$ , долготы восходящего узла  $\Omega_0$ , аргумента перигея  $w_0$ , эксцентриситета  $e_0$ , истинной аномалии  $v_0$ ), как показано на рисунке 6.

Система определения орбиты и метод дифференциальной коррекции орбиты на основе однопроходных пассивных доплеровских наблюдений принимаемого радиосигнала для университетской наземной станции на одном и нескольких пролётах спутника над НСП описаны в работах [5–6]. Используется пакетный фильтр для оценки вектора состояния спутника (радиус-вектор положения и вектор скорости) в геоцентрической инерциальной системе координат. В работах [7–8] представлен усовершенствованный метод определения орбиты с использованием модели движения SGP4 и пассивных измерений доплеровского сдвига для обновления TLE файла СМКА. В работе [9] рассматривается модифицированный метод дифференциальной коррекции орбиты на основе однопроходных пассивных доплеровских наблюдений, который позволяет улучшить радиус сходимости процесса дифференциальной коррекции для значительных начальных отклонений между начальным вектором состояния и его истинным значением.

Однако однопроходные пассивные доплеровские измерения можно использовать и в алгоритмах начального определения орбиты. Так в работах [17, 18] разработан метод начального расчёта орбиты неизвестного спутника в модели кругового возмущённого движения на основе вероятностной оценки угла места и измерений доплеровского сдвига частоты телеметрических сигналов. Метод был использован для начального определения орбиты неизвестного спутника по доплеровским измерениям на нескольких пролётах над университетской НСП при ограниченном количестве данных на одном пролёте [17] и для измерений на одном пролёте над НСП [18]. Суть метода начального определения орбиты неизвестного спутника на основании доплеровских измерений радиосигналов телеметрии для отдельной НСП проиллюстрирована на рисунке 7.





**Рисунок 6** – Уточнение начального вектора состояния сверхмалого космического аппарата методом дифференциальной коррекции

**Figure 6** – Refinement of the initial state vector of a small satellite using the differential correction method

Для расчётного момента времени  $t_0$  (одного из моментов времени  $t_k$ ) в модели кругового возмущённого движения находится 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 над НСП в моменты времени  $t_k$  должен быть положительным (СМКА относительно НСП находится выше горизонта):

$$el_k = el(t_k) > 0; \quad (2)$$

- доплеровский сдвиг частоты  $\Delta f_k^{calc} = \Delta f^{calc}(t_k)$  радиосигнала телеметрии, полученный в результате численного моделирования, в моменты времени измерений  $t_k$  должен отличаться от измеренного  $\Delta f_k^{exp} = \Delta f^{exp}(t_k)$  меньше, чем максимальная ошибка измерения доплера  $\Delta f_{max}$ , связанная с нестабильностью частоты бортового передатчика СМКА и ошибками измерений (статистический анализ частоты приёма радиосигналов наноспутников с номинальной частотой диапазона 437–438 МГц показал, что  $\Delta f_{max} \leq 500$  Гц):

$$|\Delta f_k^{exp} - \Delta f_k^{calc}| < \Delta f_{max}. \quad (3)$$

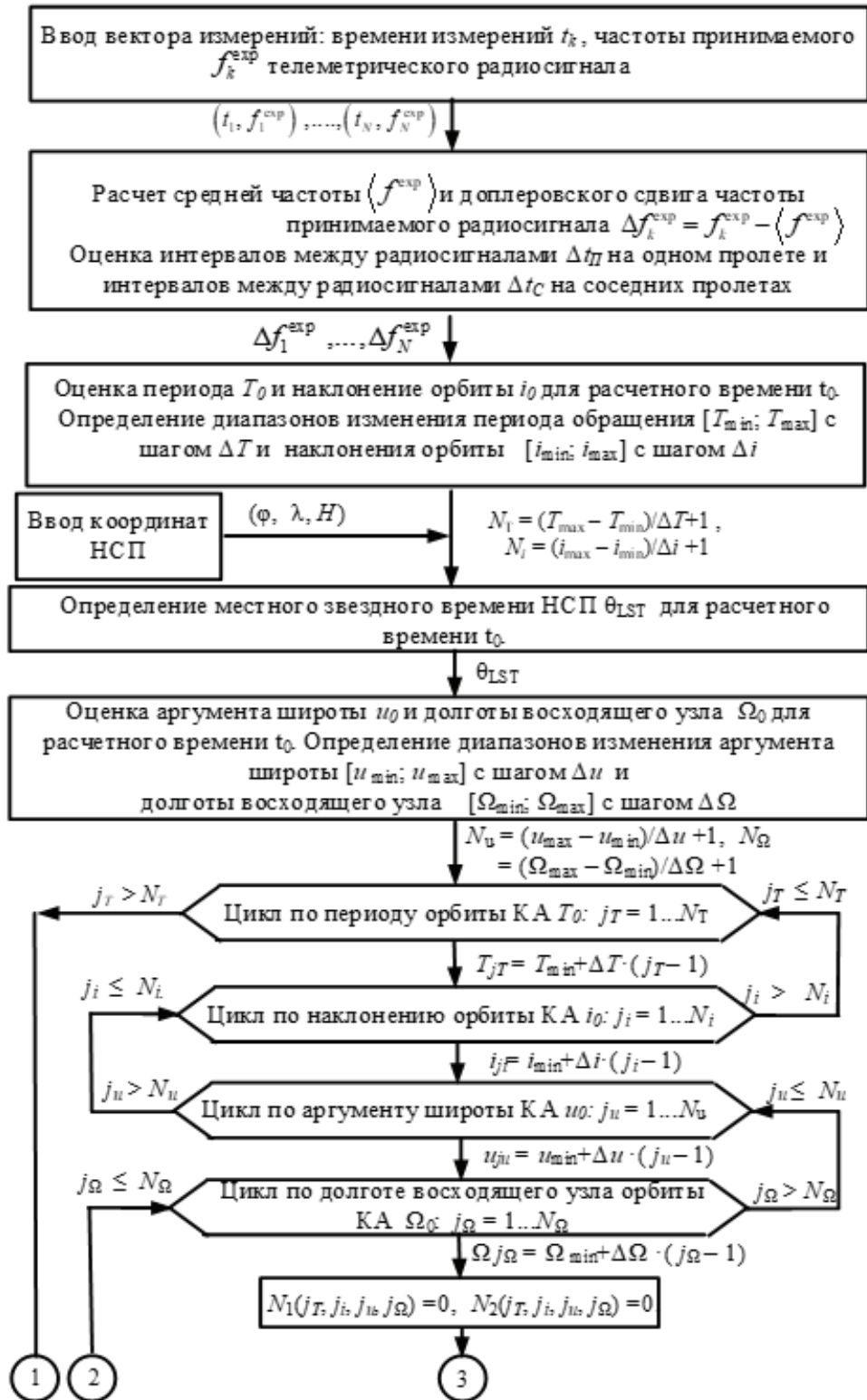
Наиболее вероятное значение вектора состояния для расчётного момента времени  $t_0$  определяется по максимальной относительной частоте успеха  $\beta$  набора орбитальных

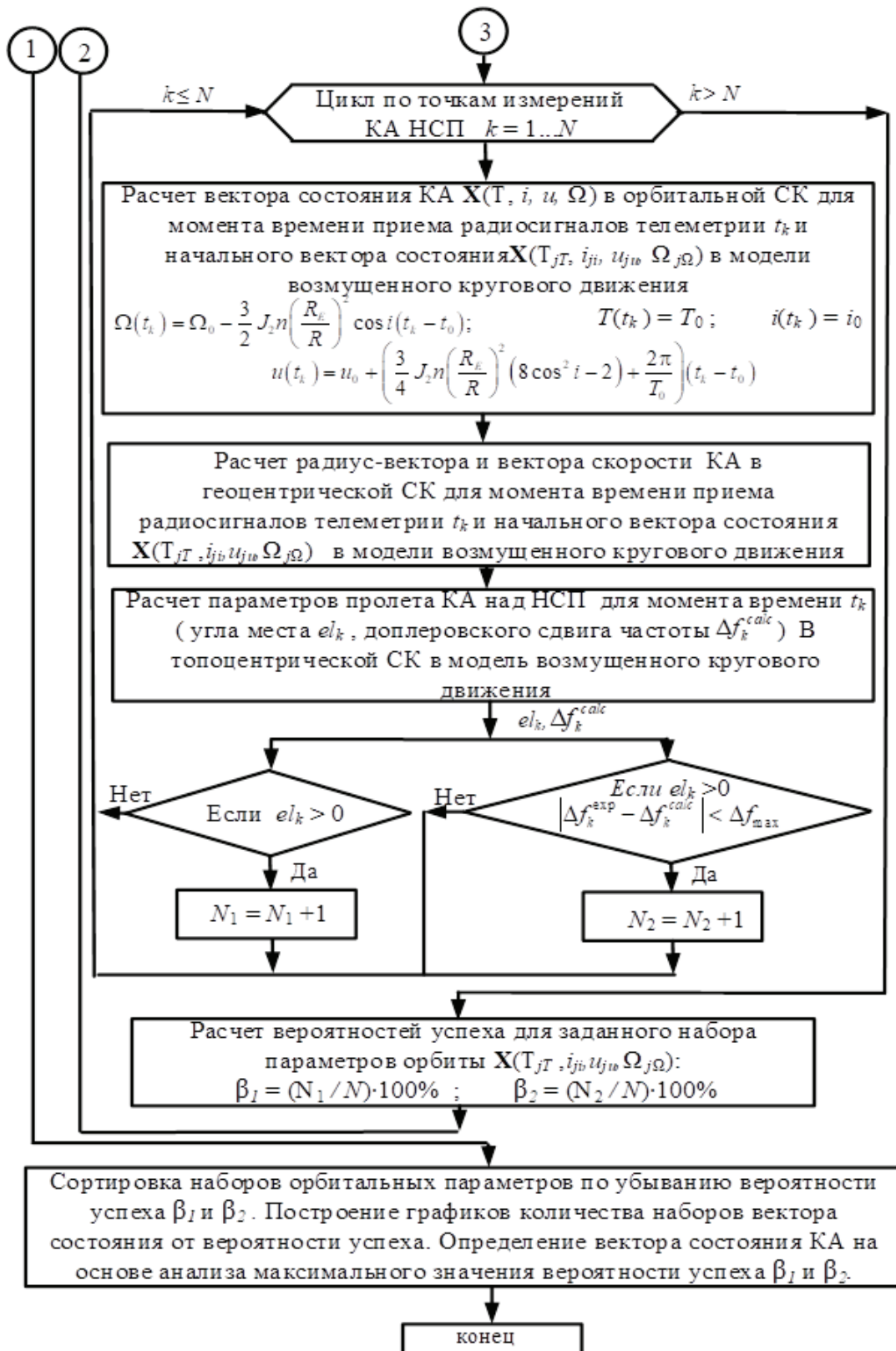
параметров  $(T_0, i_0, u_0, \Omega_0)$  на основе статистической оценки угла места, доплеровского сдвига частоты  $\Delta f^{calc}$  и его производной. Относительная частота успеха параметров приёма (в процентах) определяется по формуле:

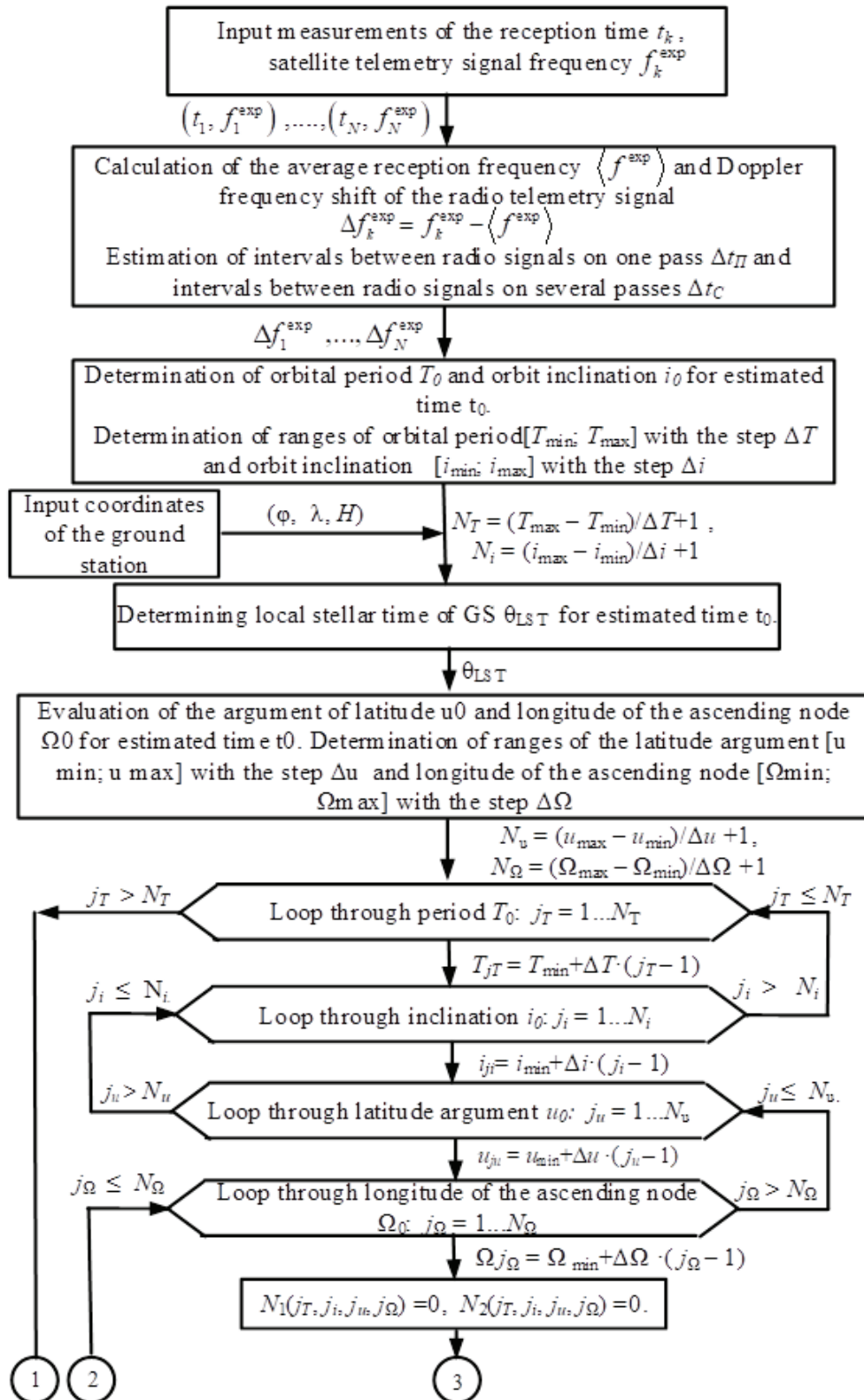
$$\beta = \frac{N_j}{N} \cdot 100\%, \quad (4)$$

где  $N_j$  – количество расчётных точек, удовлетворяющих критериям (2), (3);  $N$  – общее количество точек измерений, в которых проводилось численное моделирование для данного набора орбитальных параметров  $\mathbf{X}_0 = (T_0, i_0, u_0, \Omega_0)$ .

В двухпроходных наблюдениях измеряется доплеровский сдвиг и временная задержка радиосигнала, переданного с наземной станции и ретранслируемого спутником на одну или несколько НСП. Результатом активных доплеровских двухпроходных измерений (на трассе наземная станция – спутник – наземная станция) в каждый момент приёма радиосигналов от СМКА является время приёма  $t_i$ , частота  $f_i$  и временная задержка принятого сигнала  $\tau_i$ . Также эти измерения могут быть выполнены как на одном пролёте СМКА над НСП (данные одного пролёта) так и на нескольких пролётах (данные нескольких пролётов).







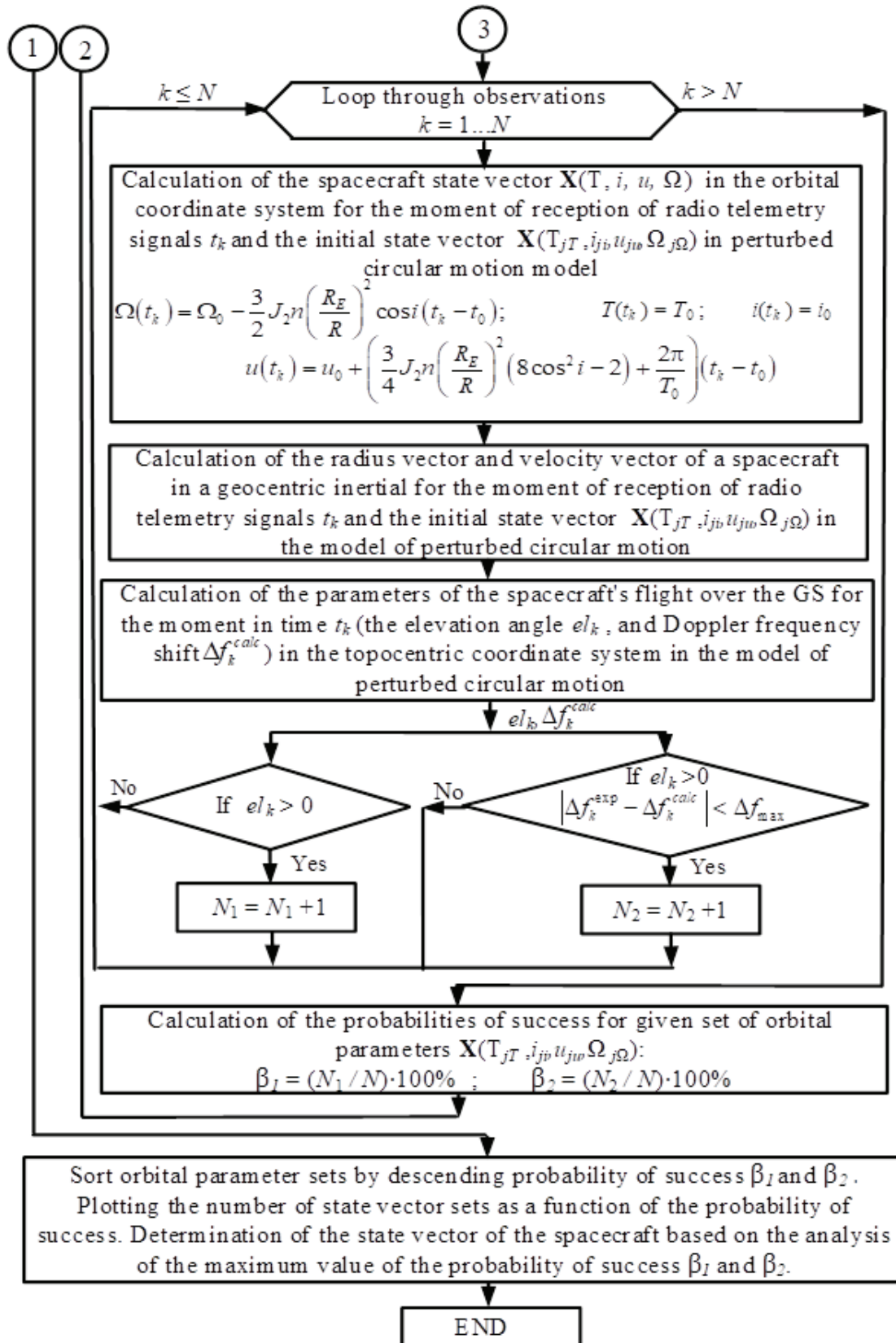


Рисунок 7 – Схема метода начального определения орбиты спутника по доплеровским измерениям радиосигналов телеметрии

Figure 7 – Scheme of the method for initial determination of the satellite orbit using Doppler measurements of radio telemetry signals



Двухпроходные доплеровские измерения также чаще используются для уточнения орбиты СМКА, когда известна начальная оценка вектора состояния спутника  $\mathbf{X}(t_0)$  и номинальная частота  $f_0$  принимаемых радиосигналов. По данным измерения частоты  $f_i$  принятого сигнала определяется доплеровский сдвиг  $\Delta f_i = f_i - f_0$  и скорость изменения наклонной дальности (1), а измеренная временная задержка принятого сигнала  $\tau_i$  позволяет найти наклонную дальность:

$$\rho_i = \frac{c\tau_i}{2}. \quad (5)$$

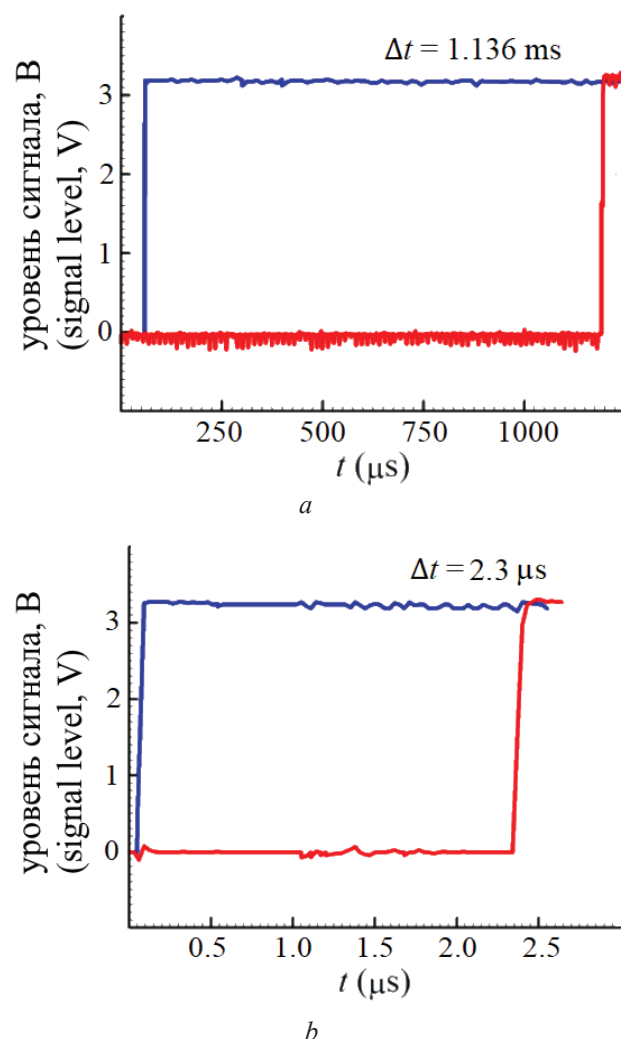
В работе [19] представлен метод дифференциальной коррекции орбиты для двухпроходных доплеровских наблюдений на одном пролете спутника над НСП. Метод состоит в улучшении начального приближения радиус-векторов положения и скорости с помощью последовательных дифференциальных поправок, которые получаются методом наименьших квадратов для переопределенной системы уравнений в модели эллиптического движения космического аппарата. В работе [20] исследуется возможность использования временных и доплеровских измерений для определения орбитального состояния группировки наноспутников. Чтобы восстановить оценку положения и скорости спутников группировки относительно Земли предлагается использовать: точные временные измерения, однопроходные и двухпроходные доплеровские измерения двух или более наноспутников, проводимые одной или нескольких наземными станциями, межспутниковые измерения расстояния и скорости на основе двусторонней связи между парами космических аппаратов. Но данный метод требует жёсткой временной синхронизации как наноспутников, так и наземных станций приёма.

## Обсуждение результатов

На основе полученных данных был реализован и сконструирован прототип рабочей стационарной наземной станции приёма и измерений орбитальных параметров университетских спутников с параметрами, продемонстрированными в таблице.

Первоначально проведено измерение скорости срабатывания триггеров для выставления временных меток. При проверке использовались 2 устройства: персональный компьютер и

внешний микроконтроллер RP2040. Для теста на вход обоих устройств (для RP2040 на GPIO, а для ПК через CTS пин USB TTL конвертера) подавался сигнал, имитирующий срабатывание триггера платы HackRF. Как видно из рисунка 8а, время от опроса триггера до установки метки времени и отправки обратного сигнала при использовании ПК в среднем составляет 1,2 мс. Второй тест с использованием внешнего микроконтроллера RP2040 показал (рисунок 8б), что время срабатывания триггера и установки метки времени составляет 2,3 мкс, что почти на 3 порядка быстрее чем на ПК.



**Рисунок 8** – Время срабатывания триггера метки времени для ПК (а) и для RP2040 (б)

**Figure 8** – Time stamp trigger response time for PC (a) and for RP2040 (b)

Отметим, что на точность выставления временных меток влияют дополнительные

параметры. Например, в персональном компьютере для выставления меток в большинстве API используются RTC таймер, разрешение которого составляет 15 мс. Для

достижения более высокой точности требуется обращаться к HPET или TSC таймерам процессора, разрешение которых зависит от тактовой частоты процессора.

Таблица / Table

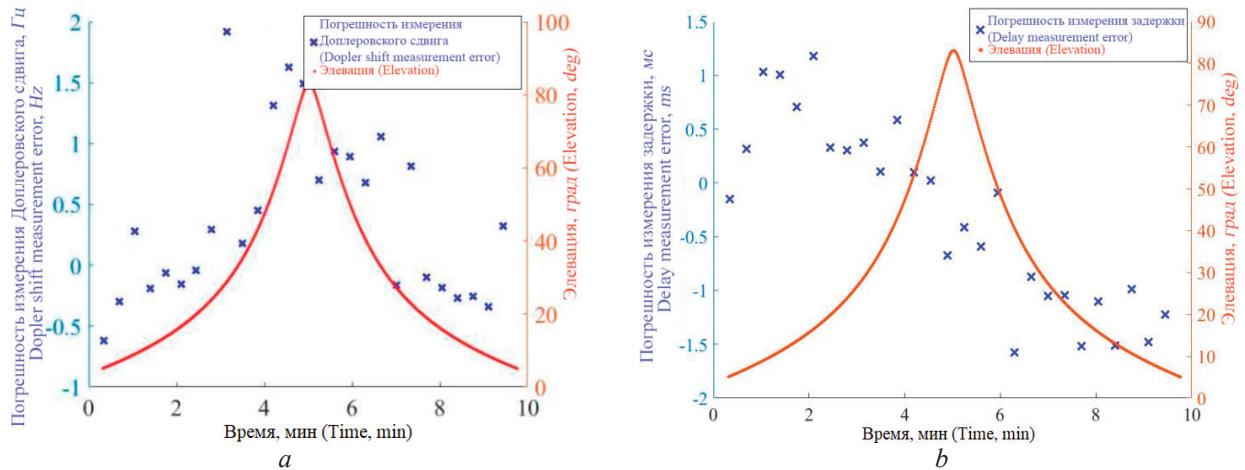
**Характеристики разработанной наземной станции приёма и измерения орбитальных параметров университетских спутников**

**Characteristics of the developed ground station for receiving and measuring orbital parameters of university satellites**

Параметр / Parameter	Значения / Value
Углы обзора: в гориз. / в верт. плоскости aperture angle: horizontal / vertical	40° / 40°
Углы наведения: азимут / элевация pointing angle: azimuth / elevation	0...360°/-90°...90°
Скорость слежения: по азимуту / по элевации tracking speed azimuth / elevation	6.85°/с / 2.25°/с
Точность наведения / pointing accuracy	0.5°
Минимальный угол места / Minimum elevation angle	5°
Точность временной синхронизации Time synchronization accuracy	< 2.3 us
Точность измерения частоты Frequency measurement accuracy	< 2 Hz
Усиление Gain	12.8 dBd антенна + 20 dB усилитель (12.8 dBd antenna + 20 dB amplifier)
Отношение сигнал/шум SNR	> 15 dB

Для однопроходного метода выставление меток времени с помощью ПК даёт ошибку временной синхронизации в 1,2 мс, что будет соответствовать сдвигу графика частоты радиосигнала по оси  $t$  и приведёт к ошибке в определении доплеровского сдвига для низкоорбитального спутника с высотой орбиты 500 км порядка 0,8 Гц, что для характерной номинальной частоты  $f_0 = 437$  МГц принимаемых радиосигналов от СМКА приведёт к ошибке скорости изменения наклонной дальности  $\Delta(dp_i/dt) = 0,86$  м/с. Для двухпроходного метода этого недостаточно. При выставлении меток времени с помощью внешнего микроконтроллера RP2040 ошибка в измерении временной задержки принятого сигнала  $\Delta\tau_i = 2,3$  мкс

для двухпроходного метода приведёт к ошибке определения наклонной дальности  $\Delta\rho_i = 450$  м. Проводились измерения времени приёма, частоты и временной задержки (для двухпроходных доплеровских измерений) принимаемых радиосигналов (номинальная частота  $f_0 = 436,99$  МГц) наноспутника CubeBel-2 на 10-минутном интервале времени одного пролёта (с максимальным углом элевации 83°) от 18:31:20 до 18:40:35 02.04.2025 г. (UTC) над НСП, расположенной в г. Минск. Ошибки измерения доплеровского сдвига частоты радиосигналов наноспутника БГУ CubeBel-2 относительно расчётных по модели SGP 4 не превышали 2 Гц, в то время как ошибки временной задержки не превышали 3 мкс, как показано на рисунке 9.



**Рисунок 9** – Погрешности измерений (синие крестики) доплеровского сдвига частоты (а) и временной задержки радиосигналов (б) совместно с графиком угла элевации наноспутника CubeBel-2 на 10-минутном интервале времени одного пролёта

**Figure 9** – Measurement errors (blue crosses) of the Doppler frequency shift (a) and time delay of radio signals (b) together with a graph of the CubeBel-2 nanosatellite elevation over a 10-minute time interval of one pass

При этом точность выставления меток составляла не хуже 10 мкс [1]. Данные измерения на одном витке для CubeBel-2 (периодичность принимаемых радиосигналов при данном сеансе радиосвязи составляла 20 с) по доплеровскому сдвигу частоты и временной задержки на моменты приёма радиосигналов сравнивались с результатами моделирования на основе модели SGP 4 по начальным данным в формате TLE для наноспутника.

## Заключение

Разработана функциональная схема станции приёма и обработки сигнала с нано- и пикоспутников, позволяющая проводить измерения и экспресс анализ орбитальных параметров с использованием точных временных меток. Показано, что включение в аппаратную часть блока синхронизации во времени позволяет получить временную привязку с точностью не хуже 3 мкс, что достаточно для определения наклонной дальности сверхмалого космического аппарата с точностью не хуже 450 м. Разработанная наземная станция приёма и измерения орбитальных параметров наноспутников расположена в г. Минск, позволяет принимать сигналы со спутников, высота орбиты которых не превышает 1000 км, с наклонением орбиты

не менее 40°, в радиолобительском диапазоне частот 430–440 МГц.

Рассмотрены методы измерения и определения орбитальных параметров для университетской наземной станции приёма телеметрии, оснащённой системой измерения и экспресс анализа орбитальных параметров нано- и пико- спутников с использованием точных временных меток. Проведено тестирование работы наземной станции и успешно приняты и декодированы сигналы наноспутника БГУ CubeBel-2. Проведены измерения и рассчитаны ошибки доплеровского сдвига частоты и временной задержки радиосигналов относительно расчётных по модели SGP 4, которые составили не более 2 Гц и 3 мкс соответственно. Это позволяет решать задачи как начального определения орбиты спутников, так и улучшения их параметров.

## Список использованных источников

1. Spiridonov A. Orbit estimation technology for the initial phases of a nanosatellite mission / A. Spiridonov [et al.] // Proc. of 11<sup>th</sup> IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace. – 2024. – P. 168–172.  
DOI: 10.1109/MetroAeroSpace61015.2024.10591583
2. Villela, T. Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview / T. Villela [et al.] // International

Journal of Aerospace Engineering. – 2019. – Vol. 2019. – P. 1-13.

3. Marcuccio, S. Smaller Satellites, Larger Constellations: Trends and Design Issues for Earth Observation Systems / S. Marcuccio, S. Ullo, M. Carminati, O. Kanoun // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. – 2019. – Vol. 34, №10. – P. 50–59.

4. Wang, R. Propagation errors analysis of TLE data / R. Wang, J. Liu, Q. Zhang // Advances in Space Research. – 2009. – Vol. 43. – P. 1065–1069.

5. Sakamoto, Y. Methods for the orbit determination of tethered satellites in the project QPS / Y. Sakamoto [et al.] // Acta Astronaut. – 2008. – Vol. 62. – P.151-158.

6. Sakamoto, Y. Construction of Orbit Determination System using Low-Cost Ground Station / Y. Sakamoto // Proceedings of 22<sup>nd</sup> Intern. Symp. on Space Technology and Science, Morioka, Japan. – 2000. – Vol. 2000. – P. 1-8.

7. Wesam, M.E. An Orbit Determination Using SGP4 Propagator and Doppler Shifts for CubeSats / M.E. Wesam [et al.] // Trans. Nanjing Univ. Aero. Astro. – 2018. – Vol. 35(3). – P. 472-482.

8. Rouzegar, H. Novel algorithm for tracking LEO satellites using doppler frequency shift technique / H. Rouzegar, M. Nasirian, M. Ghanbarisabagh. // Wireless Personal Communications. – 2017. – Vol. 96. – P. 2161-2178.

9. Coyle, D. Orbit Determination at a Single Ground Station Using Range Rate Data / D. Coyle, H.J. Pernicka // Journal of the Astronautical Sciences. – 2001. – Vol. 49, № 2. – P. 327-344.

10. Sá Gomes, J., Ferreira da Silva, A. TinyGS vs. SatNOGS: A Comparative Analysis of Open-Source Satellite Ground Station Networks // Telecom. – 2024. – Vol. 5. – P. 228-254.

**DOI:** 10.3390/telecom5010012

11. Стариков, Андреева. Развитие проекта «СОНИКС» // Материалы конференции “Технологии геоскана 2025”//Москва, 2025 г., 16 с.

12. Spiridonov A.A. Small satellite orbit determination methods based on the doppler measurements by Belarusian state university ground station / IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. – 2021. – Vol. 2, № 2. – P. 59-66.

**DOI:** 10.1109/JMASS.2020.3047456

13. Raj M. Development of a Ground Station (GS) Package Suited for Spacecraft Operation Control and Optimization for Satellite Flyby over the Ground Station. HCTL Open Thesis and Dissertation Repository Series in Engineering and Technology, 2014, 66 p.

**DOI:** 10.13140/2.1.3421.2168

14. Верстаковская А.П. Наземная станция приема телеметрии и определения орбиты сверхмалого космического аппарата // Верстаковская А.П. [и др.] //

Материалы II Международной научно-практической конференции «Компьютерные технологии и анализ данных» (CTDA'2020), г. Минск 23-24 апреля 2020 г. – С. 224-228.

15. Sun, Y. Research Progress in Yagi Antennas / Y. Sun, Z. Haobin, G. Wen // Procedia Engineering. – 2012. – Vol. 29. – P. 2116-2121.

**DOI:** 10.1016/j.proeng.2012.01.272

16. Fufa, B. Design of YAGI-UDA Antenna with Improved Radiation Pattern. 2018. – 54 p.

17. Sherer, M. Nanosecond range windows accuracy with timekeeper, fsm labs results of testing experimental windows timestamping features. – 2020. – 5 p.

18. Spiridonov, A.A. Small Satellite Orbit Determination Using Single Pass Doppler Measurements / A.A. Spiridonov [et al.] // IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. – 2022. – Vol. 3, № 4. – P. 162-170.

**DOI:** 10.1109/JMASS.2022.3188736

19. Vasile, M. Autonomous orbit determination for formations of Cubesats beyond LEO / M. Vasile, F. Torre, R. Serra, S. Grey // Acta Astronautica. – 2018. – Vol. 153. – P. 1-10.

## References

1. Spiridonov A, Baranova V, Cherny V, Semenovich S, Ushakov D, Saetchnikov V. Orbit estimation technology for the initial phases of a nanosatellite mission. Proc. of 11<sup>th</sup> IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace. 2024;168-172 p.

**DOI:** 10.1109/MetroAeroSpace61015.2024.10591583

2. Villela T, Costa CA, Brandão AM, Bueno FT, Leonardi R. Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview. International Journal of Aerospace Engineering. 2019;(2019):1-13.

3. Marcuccio S, Ullo S, Carminati M, Kanoun O. Smaller Satellites, Larger Constellations: Trends and Design Issues for Earth Observation Systems. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2019;34(10):50-59.

4. Wang R, Liu J, Zhang Q. Propagation errors analysis of TLE data. Advances in Space Research. 2009;(43):1065-1069.

5. Sakamoto Y, Yotsumoto K, Sameshima K, Nishio M, Yasaka T. Methods for the orbit determination of tethered satellites in the project QPS. Acta Astronaut. 2008;62:151-158.

6. Sakamoto, Y. Construction of Orbit Determination System using Low-Cost Ground Station. Proceedings of 22<sup>nd</sup> Intern. Symp. on Space Technology and Science, Morioka, Japan. 2000;2000:1-8.

7. Wesam ME, Zhang X, Lu Z [et al.] An Orbit Determination Using SGP4 Propagator and Doppler

Shifts for CubeSats. Trans. Nanjing Univ. Aero. Astro. 2018;35(3):472-482.

8. Rouzegar H, Nasirian M, Ghanbarisabagh M. Novel algorithm for tracking LEO satellites using doppler frequency shift technique. Wireless Personal Communications. 2017;(96):2161-2178.

9. Coyle D, Pernicka HJ. Orbit Determination at a Single Ground Station Using Range Rate Data. Journal of the Astronautical Sciences. 2001;49(2):327-344.

10. Sá Gomes J, Ferreira da Silva, A. TinyGS vs. SatNOGS: A Comparative Analysis of Open-Source Satellite Ground Station Networks. Telecom. 2024;(5):228-254. **DOI:** 10.3390/telecom5010012

11. Starikov K., Andreeva. Development of the SONICS project. Proceedings of the conference "Geoscan Technologies 2025". 2025;1-16 p. (In Russ.).

12. Spiridonov AA, Saetchnikov VA, Ushakov DV, Cherny VE, Kezik AG. Small satellite orbit determination methods based on the doppler measurements by Belarusian state university ground station. IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. 2021;2,(2):59-66. **DOI:** 10.1109/JMASS.2020.3047456

13. Raj M. Development of a Ground Station (GS) Package Suited for Spacecraft Operation Control and Optimization for Satellite Flyby over the Ground Station.

HCTL Open Thesis and Dissertation Repository Series in Engineering and Technology. 2014;66 p.

**DOI:** 10.13140/2.1.3421.2168

14. Verstovskaya AP [et al.]. Ground station for receiving telemetry and determining the orbit of a very small spacecraft. Proceedings of the II International Scientific and Practical Conference "Computer Technologies and Data Analysis" (CTDA'2020). 2020;224-228 p. (In Russ.).

15. Sun Y, Haobin Z, Wen G. Research Progress in Yagi Antennas. Procedia Engineering. 2012;(29):2116-2121. **DOI:** 10.1016/j.proeng.2012.01.272

16. Fufa B. Design of YAGI-UDA Antenna with Improved Radiation Pattern. 2018;54 p.

17. Sherer M. Nanosecond range windows accuracy with timekeeper. Fsmlabs results of testing experimental windows timestamping features. 2020; 5 p.

18. Spiridonov AA, Saetchnikov VA, Ushakov DV, Cherny VE, Kezik AG. Small Satellite Orbit Determination Using Single Pass Doppler Measurements. IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. 2022;3(4):162-170. **DOI:** 10.1109/JMASS.2022.3188736

19. Vasile M, Torre F, Serra R, Grey S. Autonomous orbit determination for formations of Cubesats beyond LEO. Acta Astronautica. 2018;(153):1-10.