

УДК 629.056.8
EDN LGVRZR

РАДЖАЯ КАЙТХА, МАНАМОХАН К., НИРМАЛА С., ХЕМАНТХ КУМАР РЕДДИ Н.,
ПРАШАНТХ Ч. УПАДХЬЯ

ОБНАРУЖЕНИЕ АНОМАЛИЙ В РАБОТЕ БОРТОВЫХ ЧАСОВ СПУТНИКОВ NAVIC В РЕАЛЬНОМ ВРЕМЕНИ С ПОМОЩЬЮ ИЗМЕРЕНИЙ ФАЗЫ НЕСУЩЕЙ

Точность определения местоположения пользователя по данным спутниковых навигационных часов зависит главным образом от точности бортовых часов. Любое отклонение от нормы в их работе приводит к погрешности вычисления координат, поэтому функционирование бортовых часов требует непрерывного контроля. В статье представлен метод обнаружения аномалий работы бортовых часов по измерениям фазы несущей, который применяется в спутниковой группировке NavIC. При этом оценивается скорость ухода бортовых часов и учитывается наличие целочисленной неоднозначности измерений фазы несущей. Предлагаемая методика построена на новом алгоритме обнаружения аномалий в работе часов, таких как выбросы, скачки фазы и частоты. При их выявлении запускается процесс оценки и обновления параметров коррекции часов, которые затем транслируются пользователю.

Ключевые слова: атомный стандарт частоты, стабильность частоты, спутниковые часы, спутниковая навигация.

1. Введение

В глобальных (ГНСС) и региональных (РНСС) навигационных спутниковых системах в качестве бортовых часов, генерирующих навигационные сигналы, применяются атомные стандарты частоты – обычно рубидиевый (РАСЧ) [1, 2]. Вырабатываемые ГНСС (РНСС) навигационные сигналы имеют временные метки, связанные со спутниковым временем. После вывода навигационного спутника на заданную орбиту его время синхронизируется с наземным эталонным временем [3, 4]. Постепенно спутниковое время расходится с наземным из-за ухода частоты бортовых часов. Поставщик услуг (центр управления навигационной системой) вычисляет это расхождение, используя измерения дальности. Погрешность часов спутника δt^S – разность бортовой и наземной шкал времени – служит основой для определения параметров

Раджая Кайтха. Научный сотрудник, Спутниковый центр им. Рао, Индийская организация космических исследований (Бангалор, Индия). ORCID 0000-0003-1648-9587.

Манамохан К. Научный сотрудник, Спутниковый центр им. Рао, Индийская организация космических исследований.

Нирмала С. Научный сотрудник, Спутниковый центр им. Рао, Индийская организация космических исследований.

Хемантх Кумар Редди Н. Спутниковый центр им. Рао, Индийская организация космических исследований.

Прашантх Ч. Упадхья. Доктор наук, Индийский научный институт (Бангалор, Индия). ORCID 0000-0001-7688-8825.

Научный редактор перевода д.т.н. Д.А. Кошаев

коррекции показаний часов, а именно смещения af_0 , дрейфа af_1 и скорости дрейфа af_2 , погрешности часов [5]. Эти параметры прогнозируются на следующие 24 часа и транслируются пользователю. В работе бортовых часов могут наблюдаться различные аномалии, связанные с воздействием внешней среды или внутренними сбоями [6–8]. Такие аномалии, в частности выбросы (одномоментный сбой часов), скачки фазы (ступенчатое изменение погрешности часов) и скачки частоты (ступенчатое изменение ухода часов), приводят к дополнительным погрешностям при позиционировании пользователя [9–11]. Таким образом, мониторинг работы спутниковых часов в реальном времени и гарантированное обнаружение аномалий играют решающую роль в функционировании спутниковой навигационной системы. Необходимо своевременно идентифицировать любые нарушения в работе часов в реальном времени и оперативно предоставлять пользователю соответствующие поправки во избежание некорректного определения местоположения.

Мировые космические агентства выявляют аномалии в работе часов различными методами. Наиболее распространены и самые простые из них – блочное усреднение (block average), последовательное усреднение (sequential average) и накапливающееся суммирование (cumulative sum) [7, 12]. К недостаткам этих методов относятся слишком длительное время обнаружения аномалий, неточная локализация скачков, невозможность установить тип нарушения, низкая эффективность при множественных нарушениях [7, 12]. Несмотря на то что метод DAVAR (dynamic Allan variance – динамическая дисперсия Аллана) позволяет эффективно обнаруживать аномалии по динамической стабильности частоты, с его помощью невозможно отличить скачки частоты от других типов аномалий [13, 14]. Обнаружение аномалии с высокой вероятностью может обеспечить алгоритм на основе фильтра Калмана, однако его применение вызывает затруднения, связанные со сложным построением матрицы ковариации шумов возмущения, поэтому для него необходимы точные модели погрешностей бортовых часов [6–8, 13–15].

Метод многоальтернативной фильтрации на основе банка взаимодействующих фильтров Калмана (Interactive Multiple Model – IMM) дает возможность учесть различные гипотезы о состоянии часов. Этот метод обладает высокой точностью и позволяет эффективно выявлять различные типы аномалий в работе часов, но требует точных моделей погрешностей часов и значительных вычислительных ресурсов, поэтому его достаточно сложно реализовать [16–18]. Кроме того, большинство исследований направлено прежде всего на решение задачи выявления скачков частоты, а проверка и анализ алгоритмов обнаружения, как правило, выполняются с использованием смоделированных данных [6, 12, 19–21], предварительно обработанных в камеральном режиме сигналов ГНСС [13] и разностей показаний двух идентичных часов [14]. Таким образом, чтобы обеспечить целостность навигационных сигналов и бесперебойную работу системы, очень важно получать характеристики спутниковых часов в реальном времени, обнаруживать все возможные аномалии в их работе и предоставлять пользователям обновленные поправки часов.

В настоящей статье рассматривается проблема мониторинга часов в реальном времени и обнаружения аномалий в их работе. Описывается новая методика расчета ухода бортовых часов на спутниках NavIC в режиме реального времени с помощью измеренных значений фазы несущей с учетом влияния целочисленной неоднозначности. Для решения поставленной задачи разработан и внедрен алгоритм обнаруже-

ния выбросов, скачков фазы и частоты, его эффективность подтверждена результатами обработки натуральных данных от спутников NavIC.

2. Дальномерные измерения в системе NavIC

Индийская региональная навигационная спутниковая система (ИРНСС), также известная как NavIC, создана Индийской организацией космических исследований (ISRO). Центр сетевого координатно-временного обеспечения ИРНСС передает на спутники NavIC данные наземного эталонного времени (системного времени NavIC). На каждом спутнике NavIC установлены бортовые часы на основе РАСЧ с выходной частотой 10 МГц, которая используется в бортовом блоке контроля атомных часов для выработки навигационных сигналов на частотах $L5$ (1176,45 МГц) и S (2492,028 МГц) [4, 22, 23]. Передаваемый навигационный сигнал содержит данные о дальности, включая кодовые измерения и измерения фазы несущей. Станции мониторинга дальности и целостности сигналов ИРНСС (IRIMS) получают эти сигналы и формируют измерения дальности. Кроме того, станции IRIMS задействуются для контроля достоверности навигационных сигналов.

Уровень шумов фазовых измерений значительно ниже, чем кодовых, но фазы определяются неоднозначно [24, 25]. Тем не менее измерения фазы несущей более предпочтительны для диагностики бортовых часов. Измеренное значение фазы несущей содержит неизвестную целочисленную неоднозначность N [26], которая остается неизменной все время, пока наземный приемник IRIMS постоянно и непрерывно отслеживает спутник. Если отслеживание прерывается, N изменяется, и это новое значение расценивается как проскальзывание цикла. Возможные причины таких нарушений – жесткие ионосферные эффекты, низкое отношение «сигнал–шум», многолучевость и неполадки в программном обеспечении обработки сигнала в приемнике [27, 28]. В настоящей работе предлагается новый метод, в котором влияние целочисленной неоднозначности может быть устранено путем дифференцирования фазовых измерений.

3. Оценка ухода бортовых часов по измерениям фазы несущей

Измерения фазы несущей от спутника NavIC включают погрешности часов приемника δt_R и часов спутника δt^S , тропосферную T и ионосферную I задержки, а также целочисленную неоднозначность фазы несущей N . От ионосферной задержки можно избавиться с помощью линейной комбинации двухчастотных измерений – безыоносферной линейной комбинации [29, 30]

$$\varphi_{IF} = r + c[\delta t_R - \delta t^S] + T + C_{L5} \lambda_{L5} N_{L5} - C_S \lambda_S N_S + \varepsilon_{\varphi,IF}, \quad (1)$$

где r – истинная (геометрическая) дальность; c – скорость света;

$C_{L5} = \frac{f_{L5}^2}{f_{L5}^2 - f_S^2}$, $C_S = \frac{f_S^2}{f_{L5}^2 - f_S^2}$, f_{L5} и f_S – частоты сигналов $L5$ и S ; λ_{L5} и λ_S – длины волн; N_{L5} и N_S – неизвестные целочисленные значения; $\varepsilon_{\varphi,IF}$ – измерительный шум.

Отметим, что для уменьшения влияния измерительного шума исходные данные подвергаются фильтрации, как описано в разделе 4. В связи с этим измерительный шум $\varepsilon_{\varphi,IF}$ в (1) не учитывается в последующих формулах. Уход часов спутника определяется по измеренному значению фазы несущей

$$c\delta t_{\phi}^S = c\delta t^S - C_{L5}\lambda_{L5}N_{L5} + C_S\lambda_S N_S, \quad (2)$$

которое вычисляется из безыоносферной комбинации ϕ_{IF} с учетом известных значений r , δt_R и T . Расчет истинной дальности r выполняется на основе эфемерид спутника [28] и известных координат IRIMS. Для выбранных IRIMS доступно точное значение δt_R . Модель Саастамойнена используется для коррекции тропосферной задержки [32]. Проблему наличия целочисленных неоднозначностей N_{L5} и N_S в (2) можно решить путем дифференцирования (2), получив измерение ухода часов в виде

$$y = \frac{d\delta t_{\phi}^S}{dt} = \frac{d\delta t^S}{dt} + \frac{1}{c} \left(C_S\lambda_S \frac{dN_S}{dt} - C_{L5}\lambda_{L5} \frac{dN_{L5}}{dt} \right). \quad (3)$$

Если при измерении фазы несущей не происходит проскальзывание цикла (то есть целочисленная неоднозначность не изменяется), то $\frac{dN_{L5}}{dt} = \frac{dN_S}{dt} = 0$, следовательно, это не влияет на уход часов спутника. И наоборот, если происходит проскальзывание цикла, это влияет на уход, что проявляется в виде выброса в соответствующий момент. В общем виде уход часов, полученный по измерению фазы несущей, описывается выражением

$$y = \begin{cases} \frac{d\delta t^S}{dt} & \text{без проскальзывания цикла,} \\ \frac{d\delta t^S}{dt} + y_{\Delta N} & \text{с проскальзыванием цикла.} \end{cases} \quad (4)$$

Здесь $y_{\Delta N}$ эквивалентно выбросу на величину $-\frac{1}{c}(C_{L5}\lambda_{L5} \frac{dN_{L5}}{dt})$ или $\frac{1}{c}(C_S\lambda_S \frac{dN_S}{dt})$, или $\frac{1}{c}(C_S\lambda_S \frac{dN_S}{dt} - C_{L5}\lambda_{L5} \frac{dN_{L5}}{dt})$. В действительности погрешность часов спутника δt^S может говорить об аномалиях, обусловленных изменениями в окружающей среде и внутренними неисправностями бортовых часов. В следующем разделе рассматривается единый алгоритм, построенный для обнаружения аномалий в реальном времени с помощью приведенных измерений ухода часов.

4. Обнаружение аномалий в работе часов

Итак, с помощью уравнения (4) выполняется исходное измерение ухода часов спутника y по измерению фазы несущей с периодом выборки, равным одной секунде. Чтобы повысить достоверность обнаружения аномалий, к y применяется сглаживание:

$$\hat{y}_{i+1} = \hat{y}_i + \beta(y_{i+1} - \hat{y}_i), \quad (5)$$

где i – дискретный момент времени; \hat{y}_i и \hat{y}_{i+1} – сглаженные значения y ; β – коэффициент сглаживания. Интервал между моментами i и $i+1$, как отмечалось, составляет 1 с.

Важно отметить, что проскальзывание циклов в фазовых измерениях может восприниматься как скачок в погрешности часов, поскольку эти два события неотличимы друг от друга. Для устранения этой неопределенности выполняется обработка данных, полученных с нескольких приемников IRIMS. Если скачок фазы присутствует одновременно в данных от разных приемников, можно утверждать, что это действительно скачкообразное изменение погрешности спутниковых часов. Если же скачок фазы отмечается в данных от одного конкретного приемника, скорее всего,

это проскальзывание цикла, которое можно проигнорировать. Метод, разработанный для обнаружения аномалий в работе часов, основан на прогнозировании ухода часов с помощью линейной аппроксимации. При наличии аномалии наблюдаемое значение ухода отличается от прогнозируемого значения. Аномалии выявляются, когда разность измеренного и спрогнозированного ухода превышает заданный порог.

Метод обнаружения аномалий состоит из трех последовательных этапов. Сначала сглаженные уходы накапливаются в массиве, из которого удаляют все выбросы. Затем к массиву применяется линейная аппроксимация и выполняется статистический анализ полученной погрешности – разности текущего ухода и его спрогнозированного значения. И наконец, принимается решение о наличии той или иной аномалии в работе часов спутника. Подробная блок-схема метода представлена на рис. 1. Соответствующие этапы этого процесса можно описать следующим образом.

Этап 1. Из M сглаженных значений ухода часов составляется массив

$$Y = Y_1, Y_2, Y_3, \dots, Y_M, \text{ где } Y_i = \hat{y}_i, i = 1, 2, 3, \dots, M.$$

Если на интервале накопления Y появляются выбросы, они устраняются. Значение \hat{y}_i считается выбросом, если

$$|\hat{y}_i - \bar{y}| > 4\sigma, \quad (6)$$

где \bar{y} , σ – среднее значение и среднеквадратическое отклонение (СКО) для множества Y . Предполагается, что на этом начальном этапе скачкообразного изменения ухода часов не происходит.

Этап 2. Выполняется линейная аппроксимация значений ухода, входящих в массив Y , и определяются невязки y_e этой аппроксимации. Устанавливаются верхняя и нижняя границы (ВГ и НГ) невязок:

$$\begin{aligned} ВГ &= \bar{y}_e + 4\sigma_e, \\ НГ &= \bar{y}_e - 4\sigma_e, \end{aligned} \quad (7)$$

где \bar{y}_e , σ_e – среднее значение и СКО невязок.

Считается, что значение $4\sigma_e$ гарантирует надежное обнаружение аномалий. На момент $M + 1$ в реальном времени с помощью линейной аппроксимации массива Y определяется прогноз ухода \hat{y}_{M+1} , а затем и погрешность прогноза \tilde{y}_e , в роли которой выступает разность

$$\tilde{y}_e = \hat{y}_{M+1} - \tilde{y}_{M+1}. \quad (8)$$

Этап 3. Погрешность прогнозирования \tilde{y}_e сопоставляется с ВГ и НГ, чтобы качественно оценить измеренное значение ухода \hat{y}_{M+1} : если значение \tilde{y}_e не выходит за пределы установленных границ, то значение \hat{y}_{M+1} считается нормальным, в противном случае – аномальным. Для упрощения этой задачи формируется массив E из заданного числа $K \ll M$ элементов. Элементы $E_j, j = 1, 2, \dots, K$ принимают значения 0 или ± 1 . При этом элементам E_j массива присваивается значение (индекс) «0» при отсутствии аномалий и « ± 1 », если погрешность прогнозирования выйдет за пределы ВГ или НГ (7). Если текущее значение ухода не считается аномальным, оно вводится в конец массива Y и вытесняет начальное значение этого массива, т.е.

$$Y_1 = \hat{y}_2, Y_2 = \hat{y}_3, \dots, Y_M = \hat{y}_{M+1}.$$

Затем процедура повторяется начиная с этапа 1.

Последующие измерения добавляются аналогичным образом в конец массива. В результате аномалии часов обнаруживаются в реальном времени с помощью скользящего окна длиной M . По мере обновления Y пересчитываются среднее значение \bar{y}_e и СКО σ_e невязок, после чего определяются новые ВГ и НГ (7).

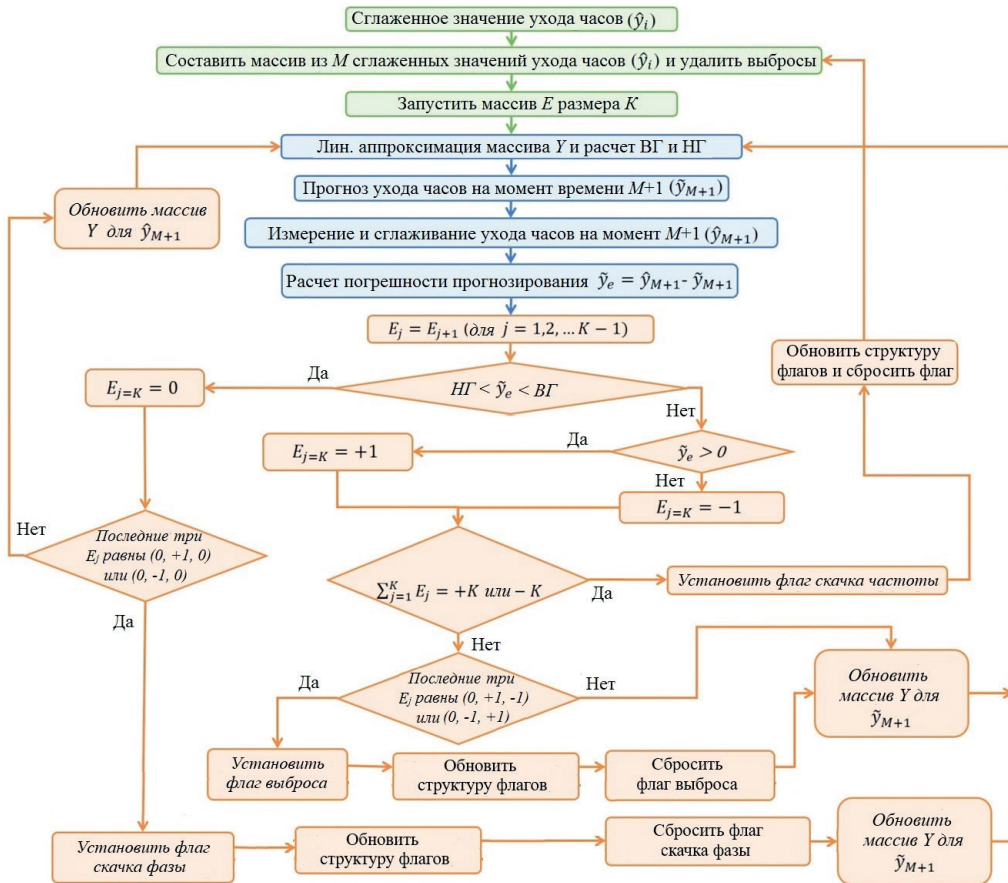


Рис. 1. Блок-схема алгоритма обнаружения аномалий в погрешности часов спутника в реальном времени (зеленые блоки – этап 1, голубые – этап 2, оранжевые – этап 3)

Идентификация аномалий

Приведенная на рис. 2 схема поясняет связь анализируемой в алгоритме погрешности прогноза ухода \tilde{y}_e с различными типами аномалий в погрешности δt^S бортовых часов спутника. Выброс в δt^S проявляется в виде идущих друг за другом выбросов разных знаков в \tilde{y}_e . Скачок в δt^S – скачок фазы – приводит к единичному выбросу в \tilde{y}_e . Скачок в уходе δt^S – скачок частоты – приводит к тому, что \tilde{y}_e выходит за одну из установленных границ (ВГ или НГ) и в течение определенного времени не пересекает эту границу снова.

Аномалия определяется как выброс, если два последовательных значения E_j равны +1 и -1 соответственно (рис. 2, а). При этом устанавливается соответствующий инди-

катор, называемый флагом. Скачок в δt^S обнаруживается в том случае, когда последние три значения E_j равны 0, +1 и 0 (рис. 2, б). Наконец, скачок ухода (частоты) часов обнаруживается, когда всем K элементам E_j присвоен индекс +1 (рис. 2, в). Если выброс или скачок в δt^S подтверждается, соответствующее значение \hat{y} исключается из массива Y . Вместо него в качестве Y_M принимается прогнозное значение для данного момента \tilde{y} , после чего сбор данных продолжается. Кроме того, в этом случае в процедуре сглаживания (5) значение \hat{y} также заменяется на \tilde{y} . Если же обнаружен скачок ухода часов, описанная выше процедура начинается сначала. Выявление скачка в δt^S или частоте часов запускает обновление параметров коррекции часов спутника af_0, af_1, af_2 , которые затем загружаются на спутник, после чего соответствующие индексы обнуляются до момента обнаружения очередного скачка.

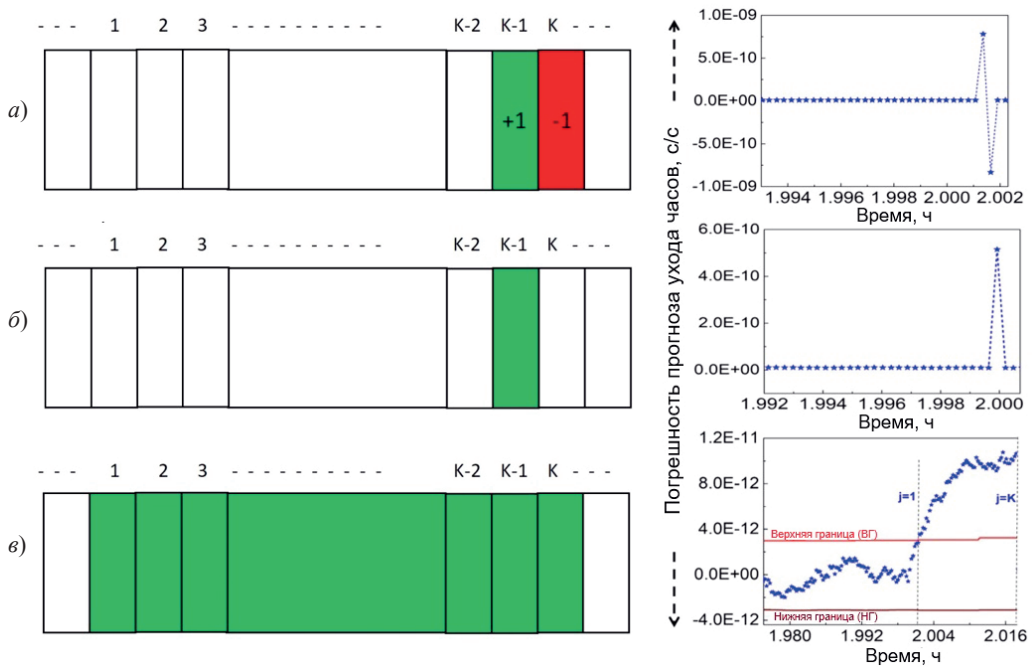


Рис. 2. Слева – значения элементов массива E : +1 – зеленый, –1 – красный, 0 – без цвета.
 Справа – значения погрешности \tilde{y}_e прогноза ухода.
 Типы аномалий: а) выброс, б) скачок погрешности часов, в) скачок ухода (частоты) часов

5. Апробация алгоритма обнаружения

В этом разделе подтверждается эффективность разработанного алгоритма обнаружения аномалий в реальном времени с использованием измерений ухода часов, которые вычисляются по измерениям фазы несущей, как описано в разделе 3. Алгоритм был успешно реализован и внедрен в спутниковую систему NavIC. Параметры β , M и K были заданы равными 0,08, 1800 и 60 соответственно и выбраны исходя из эксплуатационной целесообразности и баланса между подавлением шума и задержкой обнаружения аномалий. Алгоритм тестировался в сценариях, предполагающих выбросы и скачки ухода. Далее рассмотрим эти сценарии на примере рабочих спутников IRNSS-II и IRNSS-1D.

5.1. Обнаружение выброса

Выбросы в спутниковых часах – обычное явление, они могут быть связаны с работой как самих спутниковых часов, так и наземной измерительной системы. На рис. 3, а показана типичная реализация сглаженного измерения ухода часов \hat{y} , рассчитанная с помощью (4) и (5) для спутника IRNSS-1I. Примерно на одиннадцатом часу по данной шкале времени в \hat{y} наблюдаются два последовательных выброса с противоположными знаками, указывающих на наличие выброса в погрешности часов спутника.

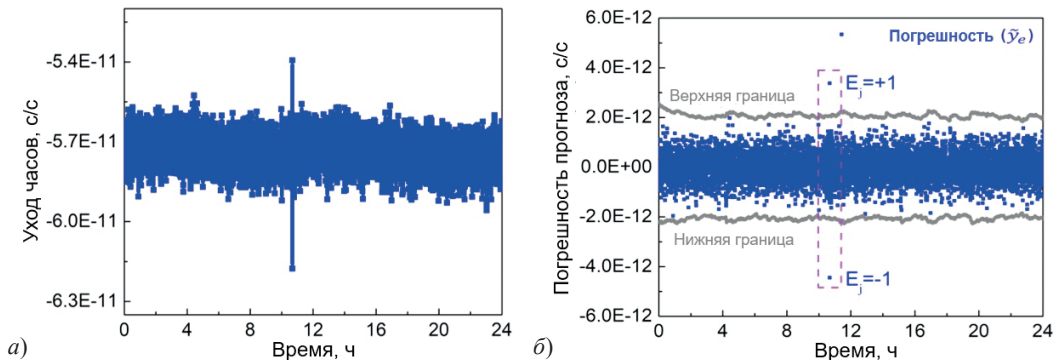


Рис. 3. Сглаженная реализация измерения ухода часов спутника IRNSS-1I при наличии выброса (а); соответствующая погрешность прогнозирования ухода \tilde{y}_e с ее ВГ и НГ (б)

На рис. 3, б показана погрешность \tilde{y}_e прогнозирования ухода с ВГ и НГ. Видно, что эта погрешность поочередно превышает ВГ и НГ, поэтому двум соседним элементам массива E присваиваются значения +1 и –1, что говорит о наличии выброса в погрешности бортовых часов.

5.2. Обнаружение скачка ухода (частоты) часов

На рис. 4, а показана реализация сглаженного измерения \hat{y} ухода часов спутника IRNSS-1D в течение суток. На графике можно увидеть скачок примерно на двадцатом часу. На рис. 4, б приведена погрешность прогнозирования \tilde{y}_e с соответствующими границами, рассчитанными по формулам (7) и (9). Можно заметить, что примерно на двадцатом часу значение \tilde{y}_e вышло за НГ и соответствующим элементам массива E было присвоено значение –1.

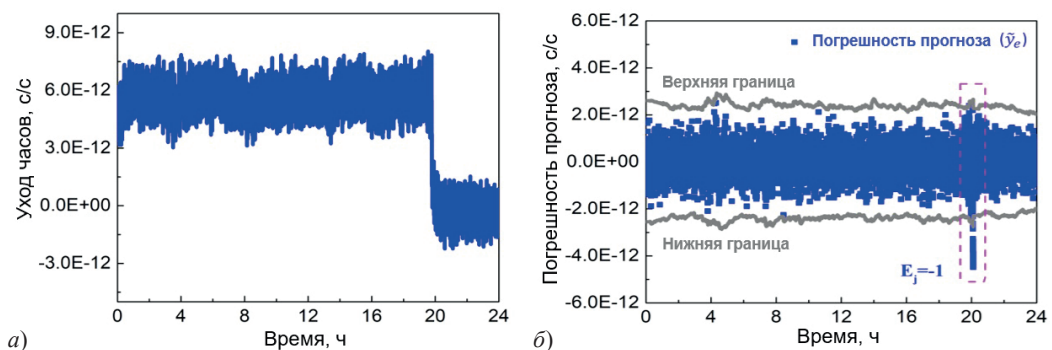


Рис. 4. Сглаженная реализация измерения ухода часов спутника IRNSS-1D при наличии скачка ухода (а); соответствующая погрешность прогноза ухода \tilde{y}_e с ее ВГ и НГ (б)

На рис. 5 в увеличенном масштабе приведен фрагмент реализации погрешности прогноза \tilde{y}_e из рис. 4, б, где происходит скачок в уходе часов. Погрешность прогноза здесь выходит за НГ для $K = 60$ соседних моментов времени, и это обстоятельство интерпретируется как скачок ухода часов. Согласно описанному в разделе 4 алгоритму, массив Y заполняется новыми данными, массив E формируется заново, решение возобновляется с этапа 1, что отражено на рис. 5 на последнем участке реализации \tilde{y}_e . Таким образом, рассматриваемый алгоритм позволяет обнаруживать аномалии и запускать процесс оценки и обновления параметров коррекции часов, которые затем передаются пользователю. В случае кратковременных скачков (<60 с) параметры коррекции часов не обновляются. Как правило, на практике такие скачки не наблюдаются.

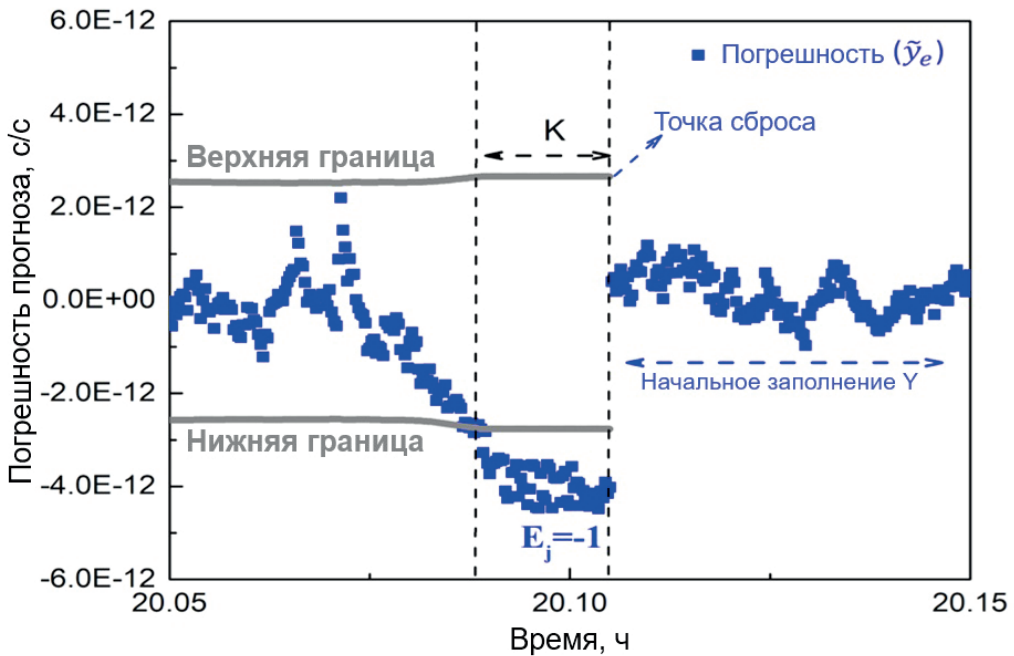


Рис. 5. Фрагмент реализации погрешности прогноза при возникновении скачка ухода

Описанный в статье алгоритм прост и не требует знания детальной модели часов, благодаря чему его применение эффективно с точки зрения вычислений и хорошо подходит для мониторинга в режиме реального времени. Кроме того, он позволяет выявлять и различать несколько типов аномалий, в том числе выбросы, скачки фазы и частоты, в рамках единой структуры. Недостатком этого подхода является увеличение времени обнаружения из-за необходимости сглаживать данные при наличии медленно изменяющихся скачков частоты. Кроме того, предполагается, что на начальном этапе накопления сглаженных измерений уходов часов (этап 1) никаких скачков в уходе (частоте) часов не возникает. В таблице представлены сравнительные оценки различных существующих алгоритмов обнаружения аномалий часов.

Сравнительные оценки существующих алгоритмов обнаружения аномалий часов

Алгоритм	Задержка обнаружения	Ложное срабатывание	Сложность реализации	Применение в реальном времени	Примечания
Block average [7, 12]	Большая	Часто	Низкая	Нет	Ограниченная способность обнаруживать выбросы и скачки фазы
Sequential average [7, 12]	Средняя	Часто	Низкая	Да	На эффективность обнаружения влияет дрейф частоты
DAVAR [13, 14]	Средняя	Редко	Высокая	Да	Не различает разные виды аномалий
Алгоритмы на основе фильтра Калмана [6–8, 13–15]	Небольшая	Очень редко	Высокая	Да	Быстрый и надежный, но требует точного моделирования погрешности часов
ИММ [18]	Небольшая	Очень редко	Очень высокая	Да	Точный и более эффективный метод по сравнению с подходами на основе одного фильтра Калмана, но требует моделирования погрешности часов для каждого из фильтров
Предложенный алгоритм	Небольшая	Редко	Низкая	Да	Точное обнаружение аномалий благодаря адаптивному порогу на основе невязок прогнозирования. При наличии медленно изменяющихся скачков частоты обнаружение может выполняться с задержкой

6. Заключение

В работе рассмотрен алгоритм определения ухода бортовых часов спутников NavIC в режиме реального времени с использованием измерений фазы несущей и выявления аномалий в работе часов. Выполнена комплексная математическая постановка задачи для расчета ухода часов спутника. Построен и реализован алгоритм обнаружения аномалий в работе бортовых часов спутников NavIC с привлечением сглаженных измерений ухода часов. Эффективность алгоритма продемонстрирована на примере успешного выявления выброса и скачка частоты на действующих спутниках NavIC. Предложенный подход позволяет получать текущие характеристики атомных часов навигационных спутников и следить за их функционированием в реальном времени.

Благодарность

Авторы выражают благодарность всем членам группы космической навигации Спутникового центра им. Рао Индийской организации космических исследований (г. Бангалор) за помощь и конструктивные замечания в ходе исследования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Batori, E., Almat, N., Affolderbach, C., and Mileti, G.**, GNSS-grade space atomic frequency standards: Current status and ongoing developments, *Advances in Space Research*, 2021, vol. 68, no. 12, pp. 4723–4733, doi:10.1016/j.asr.2020.09.012.
2. **Bandi, T.N.**, A comprehensive overview of atomic clocks and their applications, *Biology, Engineering, Medicine and Science Reports*, 2023, vol. 9, no. 1, pp. 1–10, doi:10.5530/bems.9.1.1.
3. **Epstein, M., and Dass, T.**, Management of phase and frequency for GPS IIR satellites, *Proc. 33th Annual Precise Time and Time Interval Systems and Applications Meeting. California*, 2001, pp. 481–492.
4. **Rajaiah, K., Manamohan, K., and Nirmala, S.**, IRNSS/NavIC on-board time synchronization with ground reference time, *Journal of Spacecraft Technology*, 2020, vol. 31, no. 2, pp. 1–5, <https://doi.org/10.17285/0869-7035.0097>.
5. **Rajaiah, K., Manamohan, K., Nirmala, S., Venkatappa, R.T., and Upadhya, P.C.**, Satellite time keeping methodology for IRNSS/NavIC constellation, *Gyroscopy and Navigation*, 2022, vol. 13, no. 3, pp. 149–154, <https://doi.org/10.1134/S2075108722030075>.
6. **Galleani, L., and Tavella, P.**, Detection of atomic clock frequency jumps with the Kalman filter, *IEEE Transactions on Ultrasonics Ferroelectrics and Frequency Control*, 2012, vol. 59, no. 3, pp. 504–509, doi:10.1109/TUFFC.2012.2221.
7. **Wang, B., and Chen, J.**, Preliminary analysis of frequency jumps in BDS satellite clock, *Proc. 2017 Forum on Cooperative Positioning and Service (CPGPS), IEEE*, 2017, pp. 258–261, doi:10.1109/CPGPS.2017.8075135.
8. **Song, H., Dong, S., Wu, W., Jiang, M., and Wang, W.**, Detecting an atomic clock frequency anomaly using an adaptive Kalman filter algorithm, *Metrologia*, 2018, vol. 55, no. 3, pp. 350–359, doi:10.1088/1681-7575/aab66d.
9. **Cernigliaro, A., and Sesia, I.**, INRIM tool for satellite clock characterization in GNSS, *Proc. 2012 European Frequency and Time Forum, IEEE*, 2012, pp. 133–135, <https://doi.org/10.1007/s12647-012-0001-5>.
10. **Waller, P., Gonzalez, F., Binda, S., Sesia, I., Hidalgo, I., Tobias, G., et al.** The in-orbit performances of GIOVE clocks, *IEEE Transactions on Ultrasonics Ferroelectrics and Frequency Control*, 2010, vol. 57, no. 3, pp. 738–745, doi:10.1109/TUFFC.2010.1472.
11. **Lee, S.W., Kim, J., and Lee, Y.J.**, Protecting signal integrity against atomic clock anomalies on board GNSS satellites, *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2011, vol. 60, no. 7, pp. 2738–2745, doi:10.1109/TIM.2011.2144210.
12. **Riley, W.J.**, Algorithms for frequency jump detection, *Metrologia*, 2008, vol. 45, no. 6, pp. S154–161, doi:10.1088/0026-1394/45/6/S21.
13. **Galleani, L., and Tavella, P.**, Robust detection of fast and slow frequency jumps of atomic clocks, *IEEE Transactions on Ultrasonics Ferroelectrics and Frequency Control*, 2017, vol. 64, no. 2, pp. 475–485, doi:10.1109/TUFFC.2016.2625311.
14. **Khare, A., Arora, R., Banik, A., and Mehta, S.D.**, Autonomous rubidium clock weak frequency jump detector for onboard navigation satellite system, *IEEE Transactions on Ultrasonics Ferroelectrics and Frequency Control*, 2016, vol. 63, no. 2, pp. 326–335, doi:10.1109/TUFFC.2015.2508939.
15. **Huang, X.M., Gong, H., Zhu, X.W., and Ou, G.**, Detection of weak frequency anomalies for atomic clocks with a Kalman filter, *Metrologia*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 183–190, doi:10.1088/0026-1394/51/3/183.
16. **Mazor, E., Averbuch, A., Bar-Shalom, Y., and Dayan, J.**, Interacting multiple model methods in target tracking: a survey, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1998, vol. 34, no. 1, pp. 103–123, doi:10.1109/7.640267.
17. **Kirubarajan, T., and Bar-Shalom, Y.**, Kalman filter versus IMM estimator: When do we need the latter?, *Proc. SPIE 4048, Signal and Data Processing of Small Targets*, 2000, doi:10.1117/12.392013.
18. **Khairallah, N., and Kassas, Z.M.**, An interacting multiple model estimator of LEO satellite clocks for improved positioning, *Proc. IEEE 95th Vehicular Technology Conference (VTC2022-Spring)*, 2022, pp. 1–5, doi:10.1109/VTC2022-Spring54318.2022.9860828.

19. Huang, X., Gong, H., and Ou, G., Detection of weak frequency jumps for GNSS onboard clocks, *IEEE Transactions on Ultrasonics Ferroelectrics and Frequency Control*, 2014, vol. 61, no. 5, pp. 747–755, doi:10.1109/TUFFC.2014.6805689
20. Galleani, L., and Tavella, P., An algorithm for the detection of frequency jumps in space clocks, *Proc. 42nd Annual Precise Time and Time Interval Systems and Applications Meeting*, Virginia: ION, 2010, pp. 503–508.
21. Bartoccini, U., Barchi, G., and Nunzi, E., Methods and tools for frequency jump detection, *Proc. 2009 IEEE International Workshop on Advanced Methods for Uncertainty Estimation in Measurement*, 2009, pp. 109–112, doi: 10.1109/AMUEM.2009.5207593.
22. Durga, D., Rajat, A., Vijay, V.K., Gopichand, K., Sanjay, D.M., and T.V.S. Ram, Design, implementation and realization of navigation signal generation unit for IRNSS payload, *Journal of Spacecraft Technology*, 2011, vol. 21, no. 2, pp. 25–29.
23. Kogure, S., Ganeshan, A.S., and Montenbruck, O., Regional systems, in: *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems*, Cham: Springer International Publishing, 2017, pp. 305–337, <https://doi.org/10.1007/978-3-319-42928-1>.
24. Hatch, R., The synergism of GPS code and carrier measurements, *Proc. International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning*, New Mexico State University, 1982, pp. 1213–1231.
25. Zhang, H., Ji, S., Wang, Z., and Chen, W., Detailed assessment of GNSS observation noise based using zero baseline data, *Advances in Space Research*, 2018, vol. 62, no. 9, pp. 2454–2466, doi:10.1016/j.asr.2018.07.023.
26. Xu, G., and Xu, Y., GPS observables, in: *GPS*, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2016, pp. 55–61, https://doi.org/10.1007/978-3-662-50367-6_4.
27. Won JH, Pany T. Signal Processing. In: *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems*. Cham: Springer International Publishing; 2017. p. 401–42, https://doi.org/10.1007/978-3-319-42928-1_14.
28. Tu, X., and Lei, Z., Cycle-slip detection and correction of GPS single-frequency carrier phase based on wavelet transform and LS-SVM, *The Journal of Engineering*, 2019, vol. 2019(8), pp. 6995–6999, doi:10.1049/joe.2019.0525.
29. Rovira-García, A., Ibáñez-Segura, D., Orús-Perez, R., Juan, J.M., Sanz, J., and González-Casado, G., Assessing the quality of ionospheric models through GNSS positioning error: methodology and results, *GPS Solutions*, 2020, vol. 24, no. 1, p. 4, doi:10.1007/s10291-019-0918-z.
30. Zhabankov, G.A., Danilkin, N.P., and Mal'tseva, O.A., Influence of the ionosphere on the accuracy of the satellite navigation system, *Acta Astronautica*, 2022, vol. 190, no. 3, pp. 194–201, doi:10.1016/j.actaastro.2021.10.004.
31. Rajaiah, K., Manamohan, K., Nirmala, S., and Ratnakara, S.C., Modified empirical solar radiation pressure model for IRNSS constellation, *Advances in Space Research*, 2017, vol. 60(10), pp. 2146–2154, doi:10.1016/j.asr.2017.08.020.
32. Saastamoinen, J., Atmospheric correction for the troposphere and stratosphere in radio ranging satellites, in: *The Use of Artificial Satellites for Geodesy*, 1972, vol. 15, pp. 247–251, doi:10.1029/GM015p0247.

Rajaiah Kaitha, Manamohan K., Nirmala S., Hemanth Kumar Reddy N. (U.R. Rao Satellite Centre, Indian Space Research Organisation, Bengaluru-560017, India), **Prashanth C. Upadhy**a (WIN-CoE, Indian Institute of Science, Bengaluru-560012, India)

Real-time Detection of Anomalies in NavIC On-board Clock Using Carrier Phase Measurement, *Girokopiya i Navigatsiya*, 2026, vol. 34, no. 1 (132), pp. 58–70.

Abstract. The accuracy of user position primarily depends on the behaviour of on-board clock. Any anomaly in clock behaviour would lead to inaccuracy in user position. Hence, the behaviour of on-board clock needs to be monitored continuously to ensure reliability in user position. This paper describes a methodology employed in NavIC constellation for

anomaly detection using one way carrier phase measurement data. This methodology employs fractional frequency of on-board clock and addresses the presence of any integer ambiguity in the carrier phase measurement. Further, this methodology involves a novel algorithm that detects clock anomalies such as outliers, phase as well as frequency jumps. Following the detection of anomaly, the methodology would instantly initiate the process of estimating and updating the clock correction parameters which would subsequently be broadcasted to the user.

Key words: Atomic frequency standard, Frequency stability, Satellite clock, Satellite navigation.

Материал поступил 23.12.2025