

А.А. Черкасова, А.Ю. Шатилов, Т.А. Мухамедзянов

**ПОДДЕРЖКА ПЕТЕЛЬ СЛЕЖЕНИЯ ЗА ФАЗОЙ В ПРИЕМНИКЕ
СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ С ПОМОЩЬЮ ИЗМЕРЕНИЙ
ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ**

Спутниковые радионавигационные системы позволяют оценивать вектор состояния потребителя, включающий в себя координаты, скорость потребителя и время относительно системной шкалы. Требования к характеристикам данных систем постоянно растут, что делает необходимым усовершенствование используемых в них алгоритмов обработки радионавигационных сигналов. Одной из основных характеристик спутниковых радионавигационных систем является точность оценивания вектора состояния потребителя. Улучшить эту характеристику позволяет наличие оценок фазы принимаемых радионавигационных сигналов. В спутниковой радионавигационной системе ошибки оценок фазы в петле слежения имеют две составляющие – динамическую и шумовую. Для компенсации шумовой ошибки необходимо уменьшать эквивалентную шумовую полосу сглаживающего фильтра петли слежения за фазой. Однако минимально возможная полоса сглаживающего фильтра ограничена наличием динамики потребителя и качеством опорного генератора. Вследствие чего, при наличии динамики потребителя, чувствительность и надежность слежения за фазой ухудшается. Для компенсации динамической ошибки в петле слежения за фазой можно использовать информацию от инерциальной навигационной системы. Спутниковая радионавигационная система и инерциальная навигационная система обладают взаимодополняющими характеристиками. Использование поддержки петель слежения за фазой от инерциальной навигационной системы позволяет повысить чувствительность и надежность ее работы при наличии динамики потребителя. Предполагается, что при такой реализации чувствительность петель слежения за фазой будет ограничена только нестабильностью опорного генератора и погрешностью инерциальных измерений. Был разработан алгоритм поддержки петель слежения за фазой измерениями от инерциальной навигационной системы. Это привело к повышению чувствительности слежения за фазой, что обеспечивает повышение характеристик точности и надежности работы приемника спутниковой навигации. Проведено исследование разработанного алгоритма на модели, использующей в качестве входных данных реальные измерения спутниковой и инерциальной навигационных систем. Разработанный алгоритм реализован в программном обеспечении прототипа инерциально-спутниковой навигационной системы NV216C-IMU. Проведены экспериментальные исследования в условиях автомобильной динамики на открытой местности. Результаты исследований представлены в работе.

Спутниковая навигационная система; инерциальная система навигации; поддержка петель слежения.

A.A. Cherkasova, A.Yu. Shatilov, T.A. Muhamedzyanov

**PHASE TRACKING LOOPS SUPPORTING IN THE SATELLITE
NAVIGATION RECEIVER USING INERTIAL NAVIGATION SYSTEM
MEASUREMENTS**

Satellite radio navigation systems make it possible to evaluate the user's state vector, use coordinates, user speed and time relative to the system scale. The requirements for the characteristics of these systems constantly depend on the fact that they have application features in their algorithms for processing radio navigation signals. One of the main characteristics of satellite radio navigation systems is the accuracy of estimating the user's state vector. This characteristic can be improved by the presence of estimates of the phase of the received radio navigation signals. In a satellite radio navigation system, phase estimation errors in the tracking loop have two components: dynamic and noise. To compensate for the noise error, it is necessary to reduce the equivalent noise band of the anti-aliasing filter of the phase tracking loop. However, the minimum

possible bandwidth of the smoothing filter is limited by the presence of consumer dynamics and the quality of the reference oscillator. As a result, in the presence of consumer dynamics, the sensitivity and reliability of phase tracking deteriorates. To compensate for the dynamic error in the phase tracking loop, information from an inertial navigation system can be used. The satellite radio navigation system and the inertial navigation system have complementary characteristics. The use of support for phase tracking loops from an inertial navigation system makes it possible to increase the sensitivity and reliability of its operation in the presence of consumer dynamics. It is assumed that with such an implementation, the sensitivity of the phase tracking loops will be limited only by the instability of the reference oscillator and the error of inertial measurements. To improve the characteristics of accuracy, sensitivity and reliability of the coherent mode of operation of the end device, an algorithm was developed to support phase tracking loops with measurements from an inertial navigation system. A study of the developed algorithm was carried out on a model that uses real measurements of satellite and inertial navigation systems as input data. The developed algorithm is implemented in the software of the NV216C-IMU inertial satellite navigation system prototype. Experimental studies were carried out in the conditions of automobile dynamics in open areas. The research results are presented in the work.

Satellite navigation system; inertial navigation system; tracking loop support.

Введение. Спутниковая радионавигационная система [12] и инерциальная навигационная система (ИНС) [11] обладают взаимодополняющими характеристиками [3]. Объединив эти системы можно существенно повысить характеристики конечного устройства [4, 6]. Для этого необходимо совместно обрабатывать измерения спутниковой и инерциальной навигационных систем. Одним из способов совместной обработки является поддержка петли слежения за фазой (ФАП) оценками ускорений от ИНС [2]. После анализа работ по построению схем комплексирования на первичном этапе [5, 13–20], разработана система слежения за фазой с поддержкой от ИНС. Проведено исследование этого способа взаимной обработки измерений спутниковой и инерциальной навигационных систем на модели и в реальной аппаратуре.

Разработка системы слежения за фазой с поддержкой от инерциальной навигационной системы. Модель предназначена для исследования разработанного алгоритма поддержки петель слежения за фазой (ФАП) оценками ускорений от инерциальной навигационной системы. Модель работает по следующим данным, выгружаемым из приемника спутниковой навигации с темпом 50 Гц:

- ◆ $\varphi_{ch,cycle(k)}$ – полная часть фазы [циклы];
- ◆ $\varphi_{ch(k)}$ – дробная часть фазы [часть цикла];
- ◆ $\omega_{ch(k)}$ – скорость в канале [Гц];
- ◆ $a_{ch(k)}$ – ускорение в канале [Гц/сек];
- ◆ $a_{ISNS(k)}$ – ускорение от ИНС [Гц/сек];
- ◆ Статус когерентного слежения (0 – когерентное, 1 – некогерентное, 2 – режим счисления);
- ◆ Категория эквивалентной шумовой полосы (ЭШП) [9];
- ◆ $T_{ch(k)}$ – дискрет поступления данных из канала [сек];
- ◆ $t_{ch(k)}$ – время, соответствующее текущим данным в канале [сек];
- ◆ $t_{ISNS(k)}$ – время, соответствующее текущим данным в ИНС [сек];
- ◆ $freq_{Carrier(k)}$ – несущая частота принимаемого сигнала от АСН [Гц].

Всего $k = 1 : N_{receiver_solution}$ наборов данных.

Используются следующие параметры петли ФАП:

- ◆ Период когерентного накопления в корреляторе: $T_{accum} = 0,02$ сек.
- ◆ Частота дискретизации в модели (удовлетворяет теореме Котельникова [7]): $freq_{sampling} = 10$ кГц;

◆ Период дискретизации: $dt = \frac{1}{freq_{sampling}} = 0,1$ мс;

◆ Поднесущая частота сигнала: $freq_{subcarrier} = 0$ Гц;

◆ Коэффициент амплитудного детектора: $\alpha = 1$.

Информация, получаемая от пользователя:

◆ Отношение с/ш: SNR [дБГц];

◆ Один из двух вариантов подстройки категории ЭШП сглаживающего фильтра (0 – категория постоянна и равна начальному значению, заданному пользователем, 1 – используется алгоритм подстройки категории ЭШП);

◆ Один из двух вариантов входного сигнала (1 – Data; 2 – Pilot [8]);

◆ Начальное значение категории ЭШП сглаживающего фильтра: $Band_{initial}$ [категория].

В соответствии с исходными данными формируются отсчеты входного сигнала с периодом дискретизации dt :

$$t = [1: T_{accum} \cdot freq_{sampling}] \cdot dt = [1: N_{signal}] \cdot dt. \quad (1)$$

Пусть $j = [1: N_{signal}]$, тогда:

$$Signal_j = \cos\left(2\pi \cdot (Freq_{signal(k)} \cdot t_j + \varphi_{ch(k-1)})\right); \quad (2)$$

$$Freq_{signal(k)} = freq_{subcarrier} + \frac{(\delta\varphi_{ch,cycle} + \delta\varphi_{ch})}{T_{accum}}; \quad (3)$$

$$\delta\varphi_{ch,cycle} = \varphi_{ch,cycle(k)} - \varphi_{ch,cycle(k-1)}; \quad (4)$$

$$\delta\varphi_{ch} = \varphi_{ch(k)} - \varphi_{ch(k-1)}. \quad (5)$$

Описание алгоритма фильтра ФАП с использованием поддержки на этапе экстраполяции. Третья компонента вектора состояния фильтра – ошибка ускорения фазы, состоящая из нестабильности опорного генератора и ошибок ИНС. Вектор состояния фильтра ФАП:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \varphi \\ \omega \\ \xi \end{bmatrix}; \quad \xi = -(\xi_{a_{ISNS}} + \xi_{a_{OR}}). \quad (6)$$

Оценка параметров вектора состояния на шаге $k-1$:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k-1} = \begin{bmatrix} \hat{\varphi}_{k-1} \\ \hat{\omega}_{k-1} \\ \hat{\xi}_{k-1} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Динамическая модель системы и матрица коэффициентов управляющего воздействия:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & dt & 0 \\ 0 & 1 & dt \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ dt \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Управляющее воздействие:

$$\mathbf{u}_k = a_{ISNS(k)}. \quad (9)$$

Для получения фазы каждого отсчета референсного сигнала производится экстраполяция:

$$\tilde{\mathbf{x}}_{k,0} = \hat{\mathbf{x}}_{k-1}; \quad (10)$$

$$\tilde{\mathbf{x}}_{k,j} = \mathbf{F} \cdot \tilde{\mathbf{x}}_{k,j-1} + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}_k. \quad (11)$$

Далее формируются отсчеты опорного сигнала:

$$Signal_{ref,j} = \exp(-1i \cdot 2\pi \cdot (freq_{subcarrier} \cdot t_j + \tilde{\mathbf{x}}_{k,j(1,1)})). \quad (12)$$

Корреляционная сумма рассчитывается следующим образом:

$$IQ_k = \sum_{j=1}^{N_{signal}} Signal_j \cdot Signal_{ref,j}. \quad (13)$$

Далее производится компенсация провалов I/Q в исходном сигнале и приведение к единичной амплитуде:

$$IQ_k = \frac{IQ_k}{|IQ_k|}. \quad (14)$$

ОСШ на выходе I-коррелятора:

$$q = \sqrt{10^{0.1 \cdot SNR} \cdot 2 \cdot T_{accum}}. \quad (15)$$

Добавление отсчетов дискретного белого гауссовского шума (ДБГШ) [10] $\zeta_{IQ,k}$ с единичным СКО и нулевым мат.ожиданием к отсчетам I/Q:

$$IQ_k = IQ_k \cdot q + (\zeta_{I,k} + 1i \cdot \zeta_{Q,k}). \quad (16)$$

Амплитудный детектор:

$$A_k = A_{k-1} \cdot (1 - \alpha \cdot T_{accum}) + \alpha \cdot T_{accum} \cdot |real(IQ_k)|. \quad (17)$$

Если пользователь выбрал вариант Data-сигнала, то используется следующий дискриминатор [11]:

$$u_{d,k} = \frac{sign(real(IQ_k)) \cdot imag(IQ_k)}{2\pi \cdot A_k}. \quad (18)$$

Если пользователь выбрал вариант Pilot-сигнала, то используется дискриминатор [1]:

$$u_{d,k} = \frac{imag(IQ_k)}{2\pi \cdot A_k}. \quad (19)$$

Эквивалентная шумовая полоса $\Delta F_{\text{ЭШП},k}$ задается пользователем или используется алгоритм автоподстройки полосы. Затем вычисляются коэффициенты фильтра, в соответствии с $\Delta F_{\text{ЭШП},k}$:

$$K_k = \begin{bmatrix} K_{1,k} \\ K_{2,k} \\ K_{3,k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2 \cdot T \cdot (1.2 \cdot \Delta F_{\text{ЭШП},k}^3)^{\frac{2}{3}} \\ 2 \cdot T \cdot (1.2 \cdot \Delta F_{\text{ЭШП},k}^3)^{\frac{1}{3}} \\ T \cdot (1.2 \cdot \Delta F_{\text{ЭШП},k}^3) \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Коррекция фильтра происходит следующим образом:

$$\tilde{x}_{k,NSignal} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \tilde{\varphi}_{k,NSignal} \\ \tilde{\omega}_{k,NSignal} \\ \tilde{\xi}_{k,NSignal} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{\varphi}_{k,NSignal} \\ \tilde{\omega}_{k,NSignal} \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (21)$$

$$\hat{x}_k = \tilde{x}_{k,NSignal} + K_k \cdot u_{d,k}. \quad (22)$$

Моделирование системы слежения за фазой с поддержкой от инерциальной навигационной системы с использованием реальных измерений. При работе по Data-компоненте в условиях наличия динамики по линии визирования только из-за движения навигационного космического аппарата (НКА) достигается чувствительность в 20 дБГц, как в петле с поддержкой, так и в петле без поддержки.

Анализируя представленные на рис. 1–3 результаты, видно, что отсутствуют срывы в слежении за фазой. Оценка скорости в петле с поддержкой менее шумная. Оценки ускорения определяются оценками ИСНС.

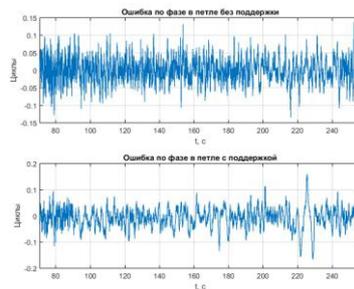


Рис. 1. Ошибка по фазе, $s/\omega=20$ дБГц, динамика – только НКА

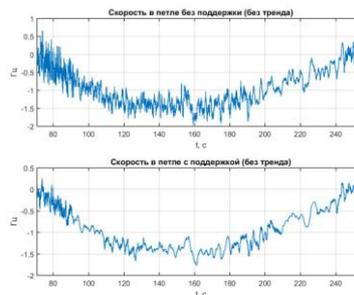


Рис. 2. Оценка скорости, $s/\omega=20$ дБГц, динамика – только НКА

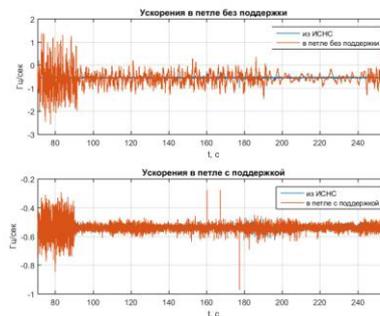


Рис. 3. Оценка ускорения, $s/\omega=20$ дБГц, динамика – только НКА

При работе по Data-компоненте, в условиях наличия динамики по линии визирования из-за движения НКА и движения потребителя (автомобильная динамика), достигается чувствительность в 22 дБГц только в петле с поддержкой, в то время как в петле без поддержки такая чувствительность слежения не обеспечивается. Без поддержки от ИСНС чувствительность в динамике составляет 27 дБГц.

Анализируя представленные на рис. 4–6 результаты, видно, что в петле без поддержки регулярно происходят срывы в слежении, во время которых оценки ФАП не валидны.

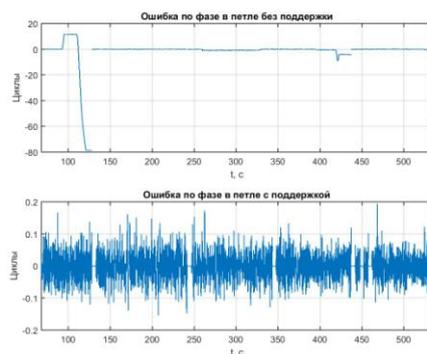


Рис. 4. Ошибка по фазе, $c/u=22$ дБГц, динамика – НКА и потребитель

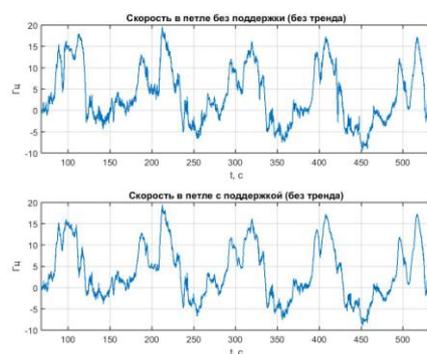


Рис. 5. Оценка скорости, $c/u=22$ дБГц, динамика – только НКА и потребитель

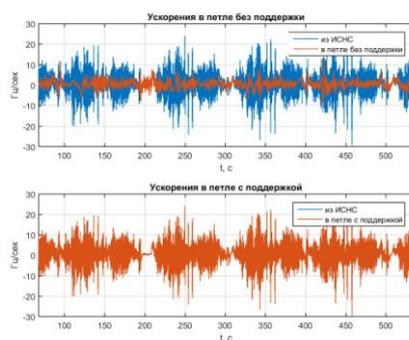


Рис. 6. Оценка ускорения, $c/u=22$ дБГц, динамика – только НКА и потребитель

При работе по Pilot-компоненте в условиях наличия динамики по линии визуирования только из-за движения НКА достигается чувствительность в 11 дБГц, как в петле с поддержкой, так и в петле без поддержки.

Анализируя представленные на рис. 7–9 результаты, видно, что в петле с поддержкой срывов не наблюдается, в петле без поддержке виден одиночный cycle slip. Оценка скорости в петле с поддержкой менее шумная. Оценки ускорения определяются оценками ИСНС.

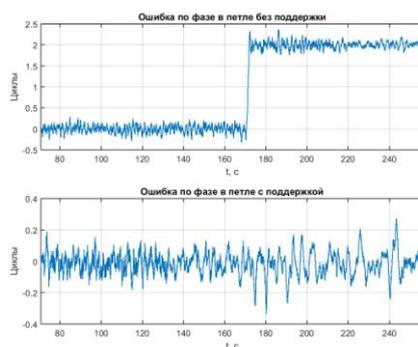


Рис. 7. Ошибка по фазе, $c/\text{ш}=11$ дБГц, динамика – только НКА

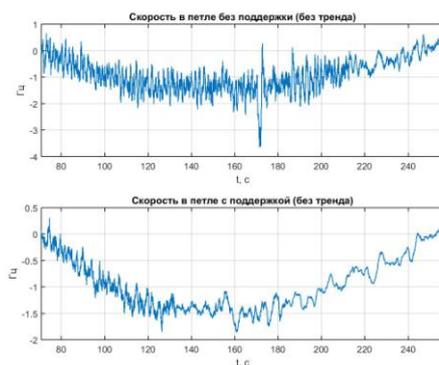


Рис. 8. Оценка скорости, $c/\text{ш}=11$ дБГц, динамика – только НКА

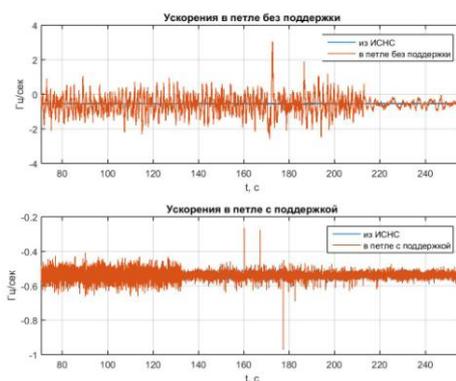


Рис. 9. Оценка ускорения, $c/\text{ш}=11$ дБГц, динамика – только НКА

При работе по Pilot-компоненте в условиях наличия динамики по линии визирования из-за движения НКА и движения потребителя (автомобильная динамика) достигается чувствительность в 14 дБГц только в петле с поддержкой, в то время как в петле без поддержки такая чувствительность слежения не обеспечивается. Без поддержки от ИСНС в динамике чувствительность составляет 21 дБГц.

Анализируя представленные на рис. 10–12 результаты, видно, что в петле без поддержки регулярно происходят срывы в слежении, во время которых оценки ФАП не валидны.

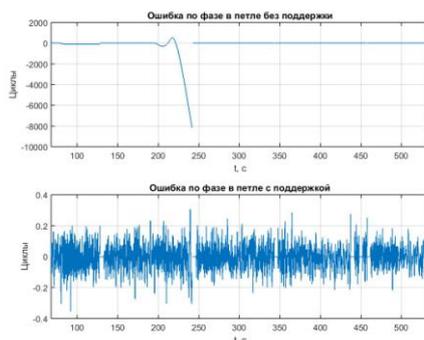


Рис. 10. Ошибка по фазе, $s/w=14$ дБГц, динамика – НКА и потребитель

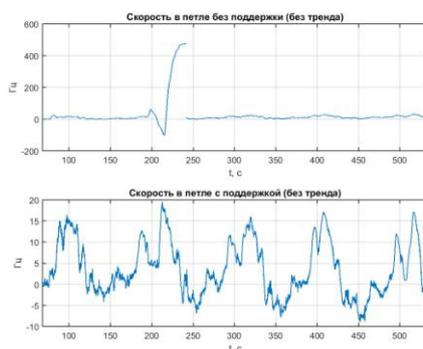


Рис. 11. Оценка скорости, $s/w=14$ дБГц, динамика – только НКА и потребитель

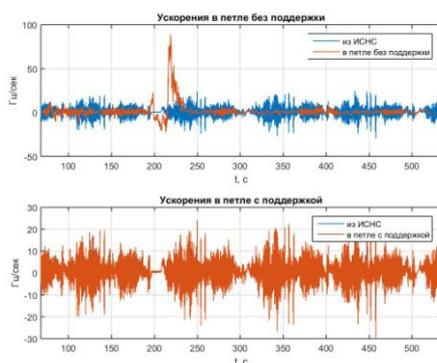


Рис. 12. Оценка ускорения, $s/w=14$ дБГц, динамика – только НКА и потребитель

Экспериментальные исследования системы слежения за фазой с поддержкой от инерциальной навигационной системы в прототипе ИСНС NV216С-IMU. Для проведения испытаний на реальной аппаратуре, приведенный выше алгоритм был реализован в ПО приемника. Во время испытаний прототип ИСНС и антенна были установлены на крыше автомобиля. Автомобиль двигался по парковке под открытым небом, что минимизировало затенение спутников и воздействие многолучевости. Максимальная скорость автомобиля не превышала 40 км/ч.

Два канала приемника настраивались на слежение за одним и тем же сигналом. Поддержка от ИСНС по алгоритму, описанному выше, использовалась только в одном канале. В процессе движения происходило одновременное затягивание петель ФАП в этих каналах (рис. 13). Чувствительность слежения за фазой сигнала определялась по минимально возможной ЭШП сглаживающего фильтра ФАП, при которой не наблюдалось срывов слежения за фазой.

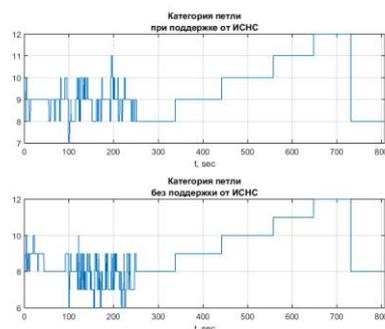


Рис. 13. Процесс затягивания петли слежения ФАП, динамика – только НКА и потребитель

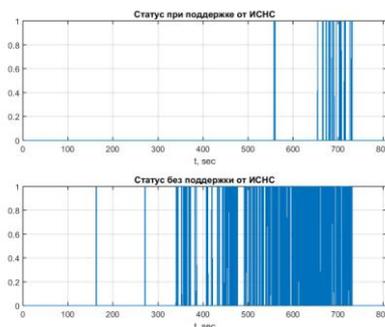


Рис. 14. Статус слежения за фазой в петле с поддержкой и без поддержки. 0 – когерентное слежение, 1 – переход в некогерентный режим (срыв слежения за фазой)

Полученные экспериментальные результаты подтверждают результаты моделирования. Петля с поддержкой следит вплоть до 11 категории петли, что соответствует чувствительности в 22 дБГц, петля без поддержки следит только до 8 категории петли, чувствительность – 27 дБГц.

Заключение. Представлен разработанный алгоритм совместной обработки измерений спутниковой и инерциальной навигационных систем. Алгоритм реализует поддержку петли ФАП оценками ускорений от инерциальной навигационной системы. Проведено исследование алгоритма на модели, которая использует ранее записанные логи измерений реальной приемной аппаратуры.

В модели получены следующие характеристики чувствительности слежения за фазой в условиях низкой динамики, обусловленной только движением НКА:

- ◆ 20 дБГц по Data-компоненте;
- ◆ 11 дБГц по Pilot-компоненте.

Чувствительность слежения за фазой в условиях низкой динамики ограничена в основном качеством опорного генератора.

В условиях более высокой динамики, обусловленной взаимным движением НКА и потребителя, чувствительности слежения за фазой составила:

- ◆ 22 дБГц по Data-компоненте (без поддержки 27 дБГц);
- ◆ 14 дБГц по Pilot-компоненте (без поддержки 21 дБГц).

В условиях наличия динамики потребителя не удалось достичь тех же значений чувствительности слежения за фазой, что и в условиях низкой динамики, в связи с наличием погрешности инерциальных измерений ИНС (по Data-компоненте не дотянули 2 дБ, по Pilot-компоненте 3 дБ).

Гораздо важнее то, что при наличии динамики потребителя, улучшение чувствительности благодаря поддержке составило 5 дБ для Data-компоненты и 7 дБ для Pilot-компоненты по сравнению с чувствительностью слежения за фазой в ФАП без поддержки.

Разработанный алгоритм внедрен в ПО прототипа инерциально-спутниковой навигационной системы. Проведены испытания работы алгоритма в прототипе NV216С-IMU в автомобильной динамике потребителя. Результаты испытаний подтвердили полученные при моделировании характеристики.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бакитъко Р.В., Дворкин В.В., Карутин С.Н., Корогодин И.В., Нагин И.А., Перов А.И., Повалев А.А., Фаткулин Р.Ф., Шатилов А.Ю. ГЛОНАСС. Модернизация и перспективы развития: монография / под ред. А.И. Перова. – М.: Радиотехника, 2020. – 1072 с.
2. Shatilov A.Y., Nagin I.A. A Tightly-Coupled GNSS/IMU Integration Algorithm for Multi-Purpose INS // 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation: Proceedings ION GNSS. Nashville TN. 2012. – P. 867-873.
3. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. – М.: BMSTU Press, 2004.
4. Grewal M.S., Weill L.R., Andrews A.P. Global Positioning Systems, Inertial navigation, and Integration. – New York: A John Wiley & Sons, Inc. Publication, 2001. – 392 p.
5. Оганесян А.А. Разработка алгоритмов глубокой интеграции в инерциально-спутниковых навигационных системах перспективных авиационных комплексов фронтовой авиации: дисс. ... канд. техн. наук. – М., 2002.
6. Белагин О.В. Основы радионавигации: учеб. пособие для вузов. – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Сов. радио, 1977. – 320 с.
7. Харкевич А.А. Основы радиотехники. – 3-е изд., стер. – М.: Физматлит, 2007. – 512 с.
8. ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Общее описание системы с кодовым разделением сигналов. Редакция 1,0. – М., 2016. – 64 с. – http://russianspacesystems.ru/wpcontent/uploads/2016/08/ICD_GLONASS_rus_v5.1.pdf.
9. Первачев С.В. Радиоавтоматика: учебник для вузов. – М.: Радио и связь, 1982. – 296 с.
10. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. – 2-е изд., испр. и доп. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2010. – 509 с.
11. Перов А.И. Методы и алгоритмы оптимального приема сигналов в аппаратуре потребителей спутниковых радионавигационных систем. – М.: Радиотехника, 2012. – 240 с.
12. Roddy D. Satellite communications. – Fourth ed. – Publisher: McGraw-Hill, New York, 2006. – 636 p.
13. Перов А.И., Шатилов А.Ю. Синтез комбинированного алгоритма комплексирования на первичном и вторичном уровнях в инерциально-спутниковой системе навигации // Радиотехника. – 2005. – № 7. – С. 4-14.

14. Шатилов А.Ю. Разработка методов и алгоритмов оптимальной обработки сигналов и информации в инерциально-спутниковых системах навигации: дисс. ... канд. техн. наук. – М., 2007.
15. Харисов В.Н., Аникин А.Л., Оганесян А.А. Статистический анализ характеристик помехоустойчивости алгоритма глубокой интеграции приемника спутниковой навигации и инерциальных датчиков // Радиотехника. – 2005. – № 7. – С. 21-26.
16. Jovancevic A., Ganguly S. Real-Time Implementation of a Deeply Integrated GNSS-INS Architecture // ION GNSS 18th International Meeting of the Satellite Division. Long Beach, CA, 2005. – P. 503-511.
17. Шатилов А.Ю., Нагин И.А. Тесно связанная схема комплексирования ИНС и НАП СРНС // Радиооптические технологии в приборостроении: Сб. материалов научно-технической конференции. г. Туапсе, 2012.
18. Шатилов А.Ю., Нагин И.А. Тесно связанный алгоритм комплексирования НАП СРНС и многоцелевой ИНС // Радиотехника. – 2012. – № 6. – С. 118-125.
19. Шатилов А.Ю. Использование критерия срыва слежения при оценке помехоустойчивости следящих систем // Радиотехника. – 2010. – № 11. – С. 29-33.
20. Шатилов А.Ю. Методика расчета помехоустойчивости комплексной ФАП в НАП СРНС/ИНС // Радиотехника. – 2009. – № 7. – С. 113-120.

REFERENCES

1. Bakit'ko R.V., Dvorkin V.V., Karutin S.N., Korogodin I.V., Nagin I.A., Perov A.I., Povalyaev A.A., Fatkulin R.F., Shatilov A.Yu. GLONASS. Modernizatsiya i perspektivy razvitiya: monografiya [GLONASS. Modernization and prospects of development: monograph], ed. by A.I. Perova. Moscow: Radiotekhnika, 2020, 1072 p.
2. Shatilov A.Y., Nagin I.A. A Tightly-Coupled GNSS/IMU Integration Algorithm for Multi-Purpose INS, 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation: Proceedings ION GNSS. Nashville TN, 2012, pp. 867-873.
3. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. Moscow: BMSTU Press, 2004.
4. Grewal M.S., Weill L.R., Andrews A.P. Global Positioning Systems, Inertial navigation, and Integration. New York: A John Wiley & Sons, Inc. Publication, 2001, 392 p.
5. Oganesyana A.A. Razrabotka algoritmov glubokoy integratsii v inertsiyal'no-sputnikovykh navigatsionnykh sistemakh perspektivnykh aviatsionnykh kompleksov frontovoy aviatsii: diss. ... kand. tekhn. nauk [Development of algorithms for deep integration in inertial-satellite navigation systems of advanced aviation complexes of front-line aviation: cand. of eng. sc. diss.]. Moscow, 2002.
6. Belavin O.V. Osnovy radionavigatsii: ucheb. posobie dlya vuzov [Fundamentals of radio navigation: a textbook for universities]. 2 ed. Moscow: Sov. radio, 1977, 320 p.
7. Kharkevich A.A. Osnovy radiotekhniki [Fundamentals of radio engineering]. 3 ed. Moscow: Fizmatlit, 2007, 512 p.
8. GLONASS. Interfeysnyy kontrol'nyy dokument. Obshchee opisaniye sistemy s kodovym razdeleniem signalov [GLONASS. Interface control document. General description of a system with code separation of signals]. Revision 1.0. Moscow, 2016, 64 p. Available at: http://russianspacesystems.ru/wpcontent/uploads/2016/08/ICD_GLONASS_rus_v5.1.pdf.
9. Pervachev S.V. Radioavtomatika: uchebnik dlya vuzov [Radio automation: textbook for universities]. Moscow: Radio i svyaz', 1982, 296 p.
10. Stepanov O.A. Osnovy teorii otsenivaniya s prilozheniyami k zadacham obrabotki navigatsionnoy informatsii. Ch. 1. Vvedeniye v teoriyu otsenivaniya [Fundamentals of estimation theory with applications to navigation information processing tasks. Part 1. Introduction to estimation theory]. 2 ed. Saint Petersburg: GNTS RF OAO «Kontsern «TSNII «Elektropryor», 2010, 509 p.
11. Perov A.I. Metody i algoritmy optimal'nogo priema signalov v apparature potrebiteley sputnikovykh radionavigatsionnykh sistem [Methods and algorithms of optimal signal reception in the equipment of consumers of satellite radio navigation systems]. Moscow: Radiotekhnika, 2012, 240 p.
12. Roddy D. Satellite communications. Fourth ed. Publisher: McGraw-Hill, New York, 2006, 636 p.
13. Perov A.I., Shatilov A.Yu. Sintez kombinirovannogo algoritma kompleksirovaniya na pervichnom i vtorichnom urovnyakh v inertsiyal'no-sputnikovoy sisteme navigatsii [Synthesis of a combined algorithm of integration at the primary and secondary levels in an inertial-satellite navigation system], Radiotekhnika [Radio Engineering], 2005, No. 7, pp. 4-14.

14. *Shatilov A.Yu.* Razrabotka metodov i algoritmov optimal'noy obrabotki signalov i informatsii v inertsiyal'no-sputnikovykh sistemakh navigatsii: diss. ... kand. tekhn. nauk [Development of methods and algorithms for optimal signal and information processing in inertial satellite navigation systems: cand. of eng. sc. diss.]. Moscow, 2007.
15. *Kharisov V.N., Anikin A.L., Oganeyan A.A.* Statisticheskiy analiz kharakteristik pomexoustoychivosti algoritma glubokoy integratsii priemnika sputnikovoy navigatsii i inertsiyal'nykh datchikov [Statistical analysis of noise immunity characteristics of the algorithm of deep integration of satellite navigation receiver and inertial sensors], *Radiotekhnika* [Radio Engineering], 2005, No. 7, pp. 21-26.
16. *Jovanovic A., Ganguly S.* Real-Time Implementation of a Deeply Integrated GNSS-INS Architecture, *ION GNSS 18th International Meeting of the Satellite Division*. Long Beach, CA, 2005, pp. 503-511.
17. *Shatilov A.Yu., Nagin I.A.* Tesnosvyazannaya skhema kompleksirovaniya INS i NAP SRNS [A closely connected scheme of integration of INS and NAP SRNS], *Radioopticheskie tekhnologii v priborostroenii: Sb. materialov nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Radio-optical technologies in instrument engineering: Collection of materials of scientific and technical conference]. Tuapse, 2012.
18. *Shatilov A.Yu., Nagin I.A.* Tesno svyazannyy algoritm kompleksirovaniya NAP SRNS i mnogotselevoy INS [A closely related algorithm for integrating NAP SRNS and multi-purpose INS], *Radiotekhnika* [Radio Engineering], 2012, No. 6, pp. 118-125.
19. *Shatilov A.Yu.* Ispol'zovanie kriteriya sryva slezheniya pri otsenke pomexoustoychivosti sledyashchikh sistem [The use of the tracking failure criterion in assessing the noise immunity of tracking systems], *Radiotekhnika* [Radio Engineering], 2010, No. 11, pp. 29-33.
20. *Shatilov A.Yu.* Metodika rascheta pomexoustoychivosti kompleksnoy FAP v NAP SRNS/INS [Methodology for calculating the noise immunity of a complex FAP in the SRNS/INS], *Radiotekhnika* [Radio Engineering], 2009, No. 7, pp. 113-120.

Статью рекомендовал к опубликованию к.т.н. О.Э. Красников.

Черкасова Анастасия Алексеевна – АО КБ НАВИС; e-mail: cherkasova_aa@navis.ru; г. Москва, Россия; тел.: +74956656148; инженер-программист 3 кат.

Шатилов Александр Юрьевич – e-mail: shatilov@navis.ru; начальник отделения базовых технологий ИНС.

Мухамедзянов Тимур Алеевич – e-mail: muhamedzyanov_ta@navis.ru; инженер-программист 1 кат.

Cherkasova Anastasia Alekseevna – АО КБ NAVIS; e-mail: cherkasova_aa@navis.ru; Moscow, Russia; phone: +74956656148; software engineer 3rd cat.

Shatilov Alexander Yurievich – e-mail: shatilov@navis.ru; head of the department of basic technologies of INS.

Mukhamedzyanov Timur Aleevich – e-mail: muhamedzyanov_ta@navis.ru; software engineer 1st cat.