

---

**ТЕОРИЯ И МЕТОДЫ  
ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ**


---

УДК 681.518

## АЛГОРИТМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ АНОМАЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

© 2019 г. Кай Шэнь<sup>1,2, \*</sup>, Б. И. Шахтарин<sup>2</sup>, К. А. Неусыпин<sup>2</sup>, Д. Т. Нгуен<sup>2</sup><sup>1</sup>Пекинский политехнический институт,  
Китайская Народная Республика, 100081 Пекин, ул. Южная Чжунгуаньцунь, 5<sup>2</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,  
Российская Федерация, 105005 Москва, 2-я Бауманская ул., 5, стр. 1

\*E-mail: shenkaichn@mail.ru

Поступила в редакцию 10.07.2017 г.

После доработки 27.10.2017 г.

Принята к публикации 12.11.2017 г.

Исследованы алгоритмические способы коррекции навигационной информации летательного аппарата с использованием спутниковой навигационной системы и инерциальной навигационной системы. Сигналы спутниковой системы содержат аномальные измерения различной длительности. Повышение точности навигационных определений осуществлено путем фильтрации шумов, исключением аномальных выбросов из данных и замены их прогнозными значениями. В случае выявления аномального измерения предложено в адаптивном фильтре Калмана использовать теоретически предсказанное значение обновляемой последовательности. При появлении пачки аномальных измерений использована их замена значениями прогноза, полученными с помощью тренда и алгоритма самоорганизации.

DOI: 10.1134/S003384941901008X

### ВВЕДЕНИЕ

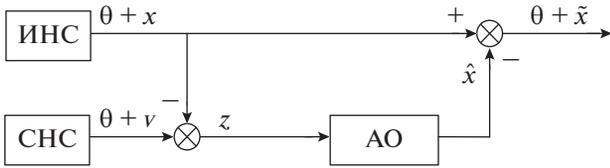
Определение навигационных параметров различных динамических объектов, в частности летательных аппаратов (ЛА), осуществляется с помощью измерительных систем и комплексов [1]. На современном этапе развития измерительной техники наиболее точными измерительными системами являются инерциальная навигационная система (ИНС) и спутниковые навигационные системы (СНС) ГЛОНАСС и GPS [2]. Измерительные системы имеют разнообразные погрешности, поэтому для повышения точности навигационных параметров ЛА применяют различные схемы алгоритмической коррекции [3], которые предполагают совместную обработку сигналов ИНС и СНС.

Особенностью ИНС является высокая помехозащищенность, но с течением времени погрешности увеличиваются и могут достигать неприемлемых величин [1]. Сигналы СНС также содержат ошибки, обусловленные слабой помехозащищенностью канала передачи информации. Они могут быть вызваны целым рядом факторов – от местонахождения до неблагоприятных погодных условий. Некоторые источники ошибок, возникающих при работе СНС, являются трудно устранимыми.

На точность СНС существенное влияние оказывают ошибки, возникающие при выполнении

процедуры измерений. Природа этих ошибок различна: неточное определение времени; ошибки вычисления орбит; инструментальная ошибка приемника; многопутность распространения сигнала; ионосферные задержки сигнала; тропосферные задержки сигнала; геометрическое расположение спутников, а также пассивные и активные помехи противника [2]. В процессе работы СНС 10...30% результатов измерений оказываются аномальными (искаженными), и их необходимо корректировать. Измерительные сигналы содержат одиночные аномальные выбросы, короткие пачки выбросов и пачки аномальных измерений большой длительности. Для исключения аномальных измерений используют адаптивные фильтры Калмана [4–6], медианный фильтр [7], процедуру Тьюки 53X, алгоритм скользящего среднего, методы имитационного моделирования [8]. Ниже приведены величины среднеквадратического отклонения в метрах при использовании указанных выше процедур оценивания:

Без использования фильтрации	20
Адаптивный фильтр Калмана	4.2
Медианный фильтр	11.7
Процедура Тьюки	9.4
Алгоритм скользящего среднего	6.5



**Рис. 1.** Функциональная схема коррекции ИНС от СНС с алгоритмом оценивания: АО – алгоритм оценивания;  $\theta$  – вектор истинной навигационной информации о навигационных параметрах динамического объекта;  $x$  – вектор погрешностей ИНС;  $v$  – вектор погрешностей СНС;  $z$  – вектор измерений;  $\hat{x}$  – оценка погрешностей ИНС;  $\tilde{x}$  – ошибки оценивания погрешностей ИНС.

Наиболее точным является метод адаптивной фильтрации. Дальнейшему повышению точности навигационных определений посвящена данная статья. Разработаны высокоточные алгоритмы обработки информации ИНС и СНС в условиях аномальных измерений, а также при потере информационного контакта с СНС.

Компенсировать ошибки навигационных систем необходимо в двух режимах: 1) в режиме совместной работы ИНС и СНС; 2) в режиме кратковременного и долговременного отсутствия сигнала от СНС. Поставленные задачи решаются путем разработки алгоритмов фильтрации навигационной информации в режиме постоянной работы ИНС и СНС, а также алгоритмов краткосрочного и долгосрочного прогнозирования ошибок ИНС (в режиме отсутствия сигнала от СНС).

В данной работе исследованы алгоритмические способы коррекции радионавигационных систем летательного аппарата и предложено в адаптивном фильтре Калмана использовать теоретически предсказанное значение обновляемой последовательности в случае выявления аномального измерения, а при появлении пачки аномальных измерений использован прогноз погрешностей навигационной системы, полученный с помощью тренда и алгоритма самоорганизации. В результате применения разработанных алгоритмов коррекции существенно повышается точность навигационных определений ЛА.

## 1. АЛГОРИТМЫ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

В режиме совместной работы ИНС и СНС используется схема коррекции с помощью алгоритмов оценивания [3, 6], представленная на рис. 1.

Коррекция ИНС в выходной информации системы обычно осуществляется посредством алгоритмов оценивания. Фильтр Калмана [3, 5, 6] теоретически позволяет получить оптимальную оценку вектора состояния системы.

Рассмотрим дискретное линейное уравнение, описывающее изменение погрешностей ИНС.

$$\mathbf{x}_k = \Phi_{k,k-1}\mathbf{x}_{k-1} + \Gamma_{k-1}\mathbf{w}_{k-1}, \quad (1)$$

где  $\mathbf{x}_k$  – вектор состояния;  $\mathbf{w}_{k-1}$  – вектор входного возмущения;  $\Phi_{k,k-1}$  – матрица объекта;  $\Gamma_{k-1}$  – матрица входа.

Входные возмущения  $\mathbf{w}_{k-1}$  предполагаются дискретным аналогом гауссовского белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей  $\mathbf{Q}_{k-1}$ .

Часть вектора состояния измеряется:

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k, \quad (2)$$

где  $\mathbf{z}_k$  – вектор измерений;  $\mathbf{v}_k$  – вектор ошибок измерения;  $\mathbf{H}_k$  – матрица измерений.

Ошибки измерений  $\mathbf{v}_k$  предполагаются дискретным аналогом гауссовского белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей  $\mathbf{R}_k$ . Ошибки измерения (иначе – измерительный шум) и входные возмущения (иначе – входной шум) некоррелированы  $E[\mathbf{v}_j\mathbf{w}_k^T] = 0$  при любых  $j$  и  $k$ . Здесь  $T$  – символ транспонирования.

Начальное значение вектора состояния полагаем вектором, независимым от входных возмущений и ошибок измерений, т.е.  $E[\mathbf{x}_0\mathbf{w}_k^T] = 0$  и  $E[\mathbf{x}_0\mathbf{v}_k^T] = 0$  для любого  $k$ . Ковариационная матрица  $E[\mathbf{x}_0\mathbf{x}_0^T] = \mathbf{P}_0$  представляет собой неотрицательно определенную матрицу.

В практических приложениях достоверная априорная информация о статистических характеристиках шумов отсутствует, поэтому для коррекции навигационной информации применяют адаптивные алгоритмы оценивания [3–5].

Адаптивный алгоритм оценивания [3], способный функционировать в условиях отсутствия достоверной статистической информации о входном шуме отличается от фильтра Калмана видом формулы для определения априорной ковариационной матрицы ошибок оценивания, а алгоритм для случая полной стохастической неопределенности – видом формулы для определения матрицы усиления алгоритма [4].

Использование в алгоритмах оценивания в адаптивных цепях обновляемой последовательности позволяет получить нерасходящуюся оценку исследуемого процесса, но в случае присутствия в измерениях аномальных выбросов приводит к снижению точности оценивания.

## 2. АЛГОРИТМ ОЦЕНИВАНИЯ С УЧЕТОМ АНОМАЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

При функционировании алгоритма оценивания встречаются случаи, когда измерения аномальны. Аномальные измерения существенно превышают по уровню измерения информационной выборки. Для выявления аномальных измерений в алгоритме оценивания обычно используют критерий вида [5]

$$\mathbf{v}_k^T \mathbf{v}_k \leq \gamma \text{Tr}(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k), \quad (3)$$

где  $\mathbf{v}_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1}$  – обновляемая последовательность или невязка,  $\mathbf{P}_{k,k-1}$  – априорная (вычисленная на основе уже имеющейся информации с  $k$ -го шага) ковариационная матрица ошибок оценивания,  $\gamma$  – коэффициент, выбираемый из практических соображений, определяющий уро-

вень допустимых значений, при превышении которых процесс оценивания считается расходящимся;  $\text{Tr}$  – обозначение следа матрицы.

Коэффициент уровня аномальных измерений выбирается, исходя из соображений того, что случайная величина обновляемого процесса не должна превышать своего утроенного среднеквадратического значения. В практических приложениях уровни измерений, которые считаются аномальными можно варьировать с помощью коэффициента  $\gamma$ .

При появлении аномального измерения предлагается обнулять матрицу усиления фильтра  $\mathbf{K}_k$ . С помощью обнуления матрицы усиления фильтра  $\mathbf{K}_k$  предотвращается проникновение аномального измерения в оценку вектора состояния.

$$\mathbf{K}_k = \begin{cases} \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1}, & \text{при } \mathbf{v}_k^T \mathbf{v}_k \leq \gamma \text{Tr}(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k), \\ 0, & \text{при } \mathbf{v}_k^T \mathbf{v}_k > \gamma \text{Tr}(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k). \end{cases} \quad (4)$$

Такой релейный выбор матрицы усиления фильтра позволяет полностью исключить проникновение аномальных измерений в оценку вектора состояния.

Повысить точность оценивания возможно с помощью не исключения аномальных измерений из процесса формирования оценки, а путем ограничения аномальных измерений. В случае, когда критерий сигнализирует о появлении аномального измерения, предлагается использовать вместо обновляемой последовательности ее ограниченное значение. Тогда уравнение оценки будет иметь следующий вид:

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{K}_k [\gamma (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)]^{1/2}. \quad (5)$$

В этой формуле для коррекции прогноза на каждом шаге, в котором выявлено аномальное измерение, используется не обновляемая последовательность, а ее теоретически предсказанное значение, увеличенное до критического уровня. В формуле (5) априорная ковариационная матрица ошибок оценивания вычисляется прогнозированием на основе последней короткой выборки, включающей значения этой матрицы в условиях устойчивой работы СНС. Таким образом, разработанный адаптивный алгоритм оценивания имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_k &= \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \\ \mathbf{P}_{k,k-1} &= \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{K}_k E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T] \mathbf{K}_k^T, \\ \mathbf{K}_k &= \begin{cases} \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T]^{-1}, & \text{при } \text{diag}\{E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T]\} > \text{diag}(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T), \\ \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T]^{-1}, & \text{при } \text{diag}\{E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T]\} \leq \text{diag}(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T), \end{cases} \\ \hat{\mathbf{x}}_k &= \begin{cases} \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{K}_k \mathbf{v}_k, & \text{при } \mathbf{v}_k^T \mathbf{v}_k \leq \gamma \text{Tr}(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k), \\ \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{K}_k [\gamma (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)]^{1/2}, & \text{при } \mathbf{v}_k^T \mathbf{v}_k > \gamma \text{Tr}(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k), \end{cases} \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k,k-1}, \\ E[\widehat{\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T}] &= \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (\mathbf{v}_j \mathbf{v}_j^T). \end{aligned} \quad (6)$$

Точность оценивания в этом случае повышается по сравнению с методом обнуления матрицы усиления (4) за счет использования для вычисления оценки полезной информации, содержащейся в теоретически предсказанном значении обновляемой последовательности.

### 3. АЛГОРИТМ ПРОГНОЗА В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНЫХ АНОМАЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Спутниковая навигационная система обладает достаточно высокой долговременной точностью, однако чувствительна к пассивным и активным помехам [2, 9]. Пассивные помехи обусловлены целым рядом факторов: тропосферными, ионосферными, погодными явлениями (отражением радиосигналов от дождевых фронтов и др.), эффектами отраженных сигналов (в частности, при использовании в районах высотной городской застройки) [9]. При движении наземных объектов под кронами деревьев появляются мерцающие помехи, обусловленные листвой.

Активные помехи устанавливаются противником и действуют чрезвычайно эффективно: простейшее устройство СНС-Jamming позволяет “зашуметь” частоту спутниковых сигналов с помощью генератора случайных помех. Более сложные способы предполагают настройку на частоту сигнала спутника с последующими манипуляциями с его информационной составляющей.

В условиях действия активных и пассивных помех сигналы СНС становятся недоступными и реализовать схему коррекции, представленную на рис. 1, не представляется возможным до тех пор, пока не произойдет восстановление сигнала. Поэтому используется схема коррекции с использованием прогнозирующей модели [3, 4].

В случае краткосрочного пропадания сигнала СНС рекуррентно вычисляют значение оценки вектора состояния системы  $\hat{x}_k$  в момент времени  $k$  на основе априорной модели [3]:

$$\hat{x}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{x}_{k-1}. \quad (7)$$

Матрица  $\Phi_{k,k-1}$  представляет собой матрицу модели погрешностей ИНС.

Вычислять оценки по формуле (7) можно на коротких интервалах времени, так как с течением времени адекватность матрицы  $\Phi_{k,k-1}$  снижается, особенно при маневрировании ЛА.

Если предусмотрена возможность использовать последнюю измерительную выборку (на ограниченном интервале до исчезновения сигналов СНС), то применяется алгоритм построения нелинейной прогнозирующей модели [10–13]. На

основе последней имеющейся измерительной выборки  $z$  строится модель ошибок ИНС. Затем с помощью этой модели осуществляется прогноз ошибок ИНС, который алгебраически вычитается из выходного сигнала ИНС.

При восстановлении сигналов СНС используют схему коррекции (см. рис. 1). Для восстановления сигналов СНС необходимо время, затрачиваемое на настройку системы. На этом временном интервале измерения в схеме коррекции имеют аномальный характер, и использовать их для вычисления оценок погрешностей ИНС нецелесообразно. Поэтому на интервале настройки СНС навигационная информация недоступна до момента появления устойчивых сигналов и коррекция не осуществляется. Временной интервал настройки СНС зависит от многих факторов, в частности, от конфигурации наблюдаемого созвездия спутников, характера присутствующих помех и т.д., а также от времени отсутствия информационного контакта со спутниками.

Для построения модели с помощью классического алгоритма самоорганизации с полным базисом необходимо длительное время, которое в некоторых практических приложениях жестко ограничено. Поэтому целесообразно использовать комбинацию линейного тренда и алгоритма самоорганизации, который имеет вид [4]

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k-1} + C_{k-1}, \quad (8)$$

где  $\hat{x}_k$  – величина, прогнозируемая при помощи модифицированного тренда;  $C_{k-1}$  – функция, характеризующая крутизну тренда.

Посредством тренда определяется тенденция происходящих изменений переменной состояния. С помощью тренда строится прогноз с первого шага исчезновения сигнала СНС. Использование функции  $C_{k-1}$  позволяет уточнить характер происходящих изменений. Функции выбираются из стандартного набора базисных функций [13] и строятся методом самоорганизации.

### 4. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Для моделирования использовали тестовую математическую модель погрешностей ИНС и типовую модель погрешностей СНС. Предполагается, что сигналы ИНС и СНС цифровые, в едином формате и синхронизированы.

Модели погрешностей навигационных систем сформированы с использованием датчиков случайных чисел и уравнения (1), где

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \Phi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w}_{k-1} = \begin{bmatrix} B_{k-1} \\ 0 \\ w_{k-1} \end{bmatrix},$$

$$\Phi_{k,k-1} = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 - \mu T \end{bmatrix},$$

$$\Gamma_{k-1} = \begin{bmatrix} T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \Lambda T \sqrt{2\mu} \end{bmatrix}.$$

Здесь  $\delta V_k$  – ошибки ИНС в определении скорости,  $\Phi_k$  – угол отклонения гиросtabilизированной платформы (ГСП) относительно опорной системы координат,  $\varepsilon_k$  – скорость дрейфа ГСП,  $B_{k-1}, w_{k-1}$  – дискретные аналоги белого гауссовского шума,  $g$  – гравитационное ускорение,  $T$  – период дискретизации,  $R$  – радиус Земли,  $\mu$  – средняя частота случайного изменения дрейфа,  $\Lambda$  – среднеквадратическое отклонение случайного значения дрейфа.

Предполагается, что в уравнении (2)  $\mathbf{H} = [1 \ 0 \ 0]$ .

Моделирование аномальных выбросов в измерениях было проведено с помощью формирования измерений, превышающих уровень предыдущих измерений в пять раз. Рассмотрены случаи одиночных аномальных выбросов в измерениях, коротких серий аномальных измерений и длительных интервалов аномальных измерений.

На рис. 2 представлена оценка ошибок ИНС в определении скорости с аномальными выбросами. Как видно из рисунка при появлении аномальных измерений точность оценивания снижается – аномальные измерения проникают в оценку. Появление резких аномальных выбросов в оценке ошибок ИНС объясняется использованием фильтра с жесткой связью по обновляемой последовательности. Можно снизить влияние аномальных измерений на оценку с помощью предварительного сглаживания измерительного сигнала и использования большего интервала усреднения в формуле

$$E \left[ \widehat{\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T} \right] = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (\mathbf{v}_j \mathbf{v}_j^T).$$

Но при этом будет сказываться эффект старения измерений, что приведет к снижению точности оценивания.

На рис. 3 представлены результаты моделирования погрешностей ИНС в условиях аномаль-

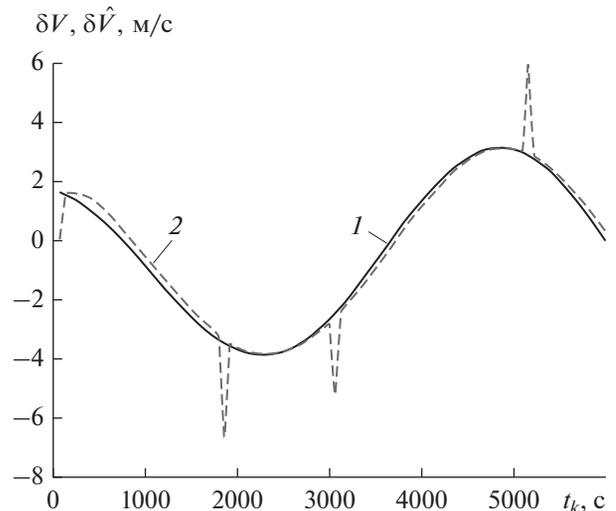


Рис. 2. Оценка ошибок ИНС в определении скорости с аномальными выбросами: 1 – ошибки ИНС в определении скорости; 2 – оценки ошибок ИНС в определении скорости адаптивным алгоритмом.

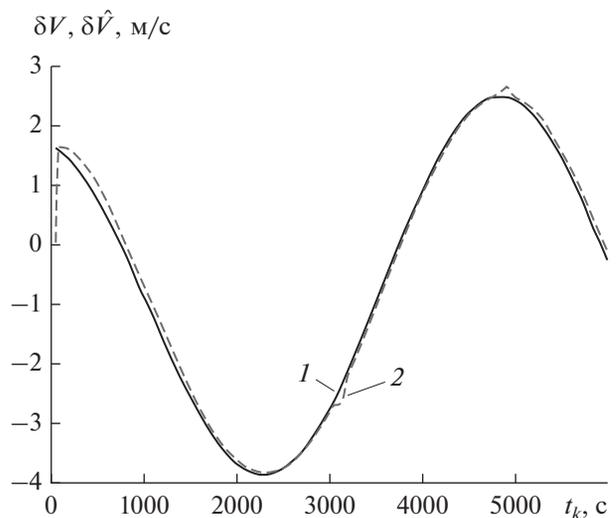
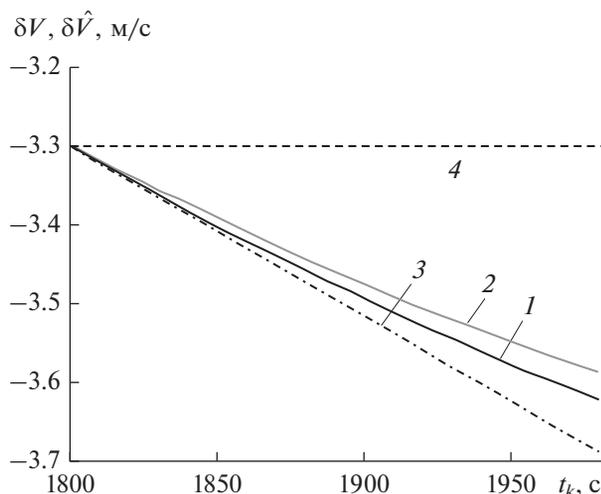
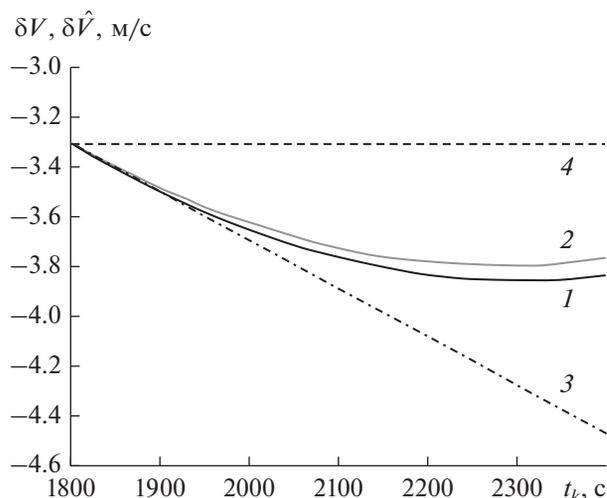


Рис. 3. Оценка ошибок ИНС в определении скорости в условиях аномальных выбросов с разработанным алгоритмом: 1 – ошибки ИНС в определении скорости; 2 – оценки ошибок ИНС в определении скорости разработанным алгоритмом.

ных выбросов с разработанным алгоритмом. При появлении аномальных измерений на 3000 с и 4900 с ошибка оценивания алгоритма (б) увеличивается незначительно по сравнению с алгоритмом на рис. 2. Этот факт объясняется тем, что для вычисления оценки алгоритм использует теоретическое значение обновляемой последовательности, которое существенно меньше реального ее значения при появлении аномального выброса в измерениях.



**Рис. 4.** Прогноз ошибок ИНС в определении скорости при краткосрочном исчезновении сигнала от СНС с различными моделями прогноза: 1 — ошибки ИНС в определении скорости; 2 — прогноз ошибок ИНС с помощью комбинации тренда и алгоритмом самоорганизации; 3 — прогноз ошибок ИНС линейным трендом; 4 — прогноз ошибок ИНС с помощью последнего значения оценки.



**Рис. 5.** Прогноз ошибок ИНС в определении скорости при долгосрочном исчезновении сигнала от СНС с различными моделями прогноза: 1 — ошибка ИНС в определении скорости; 2 — результат прогноза с помощью комбинации тренда и алгоритма самоорганизации; 3 — результат прогноза с помощью линейного тренда; 4 — результат прогноза с помощью последнего значения оценки ошибки ИНС.

## 5. РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ САМООРГАНИЗАЦИИ

При построении прогнозирующей модели в качестве исходных данных имеем 30 изменений  $z$ , полученные в период работы ИНС в режиме коррекции от СНС непосредственно перед переключением ИНС в автономный режим. Переключение ИНС в автономный режим происходит автоматически и связано с появлением аномальных измерений или пропаданием измерений.

На рис. 4 представлены результаты моделирования погрешностей ИНС в условиях пропадания сигнала СНС. В условиях кратковременного исчезновения сигнала СНС при использовании для коррекции ИНС последнего значения оценки точность вычисления погрешности ИНС в определении скорости повышается в среднем на 60% (по сравнению с автономной ИНС); при использовании линейного тренда — на 75%; комбинации тренда и алгоритма самоорганизации — на 70...80%.

На рис. 5 представлены результаты моделирования алгоритмов прогноза при долгосрочном исчезновении сигнала СНС. В условиях долгосрочного исчезновения сигнала СНС использовать для коррекции ИНС последнее значение оценки и линейный тренд нецелесообразно из-за низкой точности компенсации ошибок ИНС. Комбинация тренда и алгоритма самоорганизации позволяет повысить точность ИНС в среднем на 75%.

Из графиков видно, что при краткосрочном прогнозе линейный тренд может определить тенденцию исследуемого процесса на минимальном интервале с удовлетворительной точностью. Комбинация тренда и алгоритма самоорганизации позволяет уловить специфику прогнозируемого процесса за счет удачного выбора базисных функций. При возрастании длительности прогноза использование линейного тренда не представляется возможным.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследованы особенности коррекции ИНС от СНС в режиме пропадания, а также восстановления сигналов от спутников. Процесс восстановления сигналов СНС сопровождается появлением аномальных выбросов в измерениях алгоритма оценивания. Для предотвращения проникновения аномальных измерений в оценку разработан алгоритм оценивания с критерием выявления аномалий и формулой расчета оценок погрешностей ИНС, включающей теоретически предсказанное значение обновляемой последовательности. Разработанная модификация алгоритма оценивания позволяет повысить точность навигационных определений в условиях аномальных измерений.

В условиях исчезновения сигналов СНС применять алгоритм оценивания для коррекции навигационной информации невозможно. Поэтому для коррекции используют алгоритмы прогноза. Предложено осуществлять построение прогнози-

рующей модели в схеме коррекции с помощью комбинации линейного тренда и метода самоорганизации. Разработанные алгоритмы позволяют повысить точность определения навигационных параметров ЛА в исследуемых режимах работы ИНС и СНС.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Августов Л.И., Бабиченко А.В., Орехов М.И. и др.* Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. М.: Научтехлитиздат, 2015.
2. *Бакитько Р.В., Булавский Н.Т., Горев А.П. и др.* ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. Перова А.И., Харисова В.Н. М.: Радиотехника, 2005.
3. *Шэнь Кай, Пролетарский А.В., Неусыпин К.А.* // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 2. С. 28.
4. *Шэнь Кай, Шахтарин Б.И., Неусыпин К.А., Самохвалов А.А.* // РЭ. 2017. Т. 62. № 8. С. 767.
5. *Шахтарин Б.И., Шэнь Кай, Неусыпин К.А.* // РЭ. 2016. Т. 61. № 11. С. 1065.
6. *Шахтарин Б.И.* Нелинейная оптимальная фильтрация в примерах и задачах. М.: Горячая линия – Телеком, 2014.
7. *Владимиров В.М., Гречкосеев А.К., Толстиков А.С.* // Измерительная техника. 2004. № 8. С. 12.
8. *Стубарев Д.В., Толстиков А.С.* // Вестн. НГТУ. 2010. № 2 (39). С. 127.
9. *Карутин С.Н., Власов И.Б., Дворкин В.В.* Дифференциальная коррекция и мониторинг глобальных навигационных спутниковых систем. М.: Изд-во МГУ, 2014.
10. *Ивахненко А.Г., Мюллер Й.Я.* Самоорганизация прогнозирующих моделей. Киев: Техника, 1985.
11. *Neusypin K.A., Proletarsky A.V., Shen Kai* // J. Nanjing University of Science and Technology. 2014. № 5. P. 602.
12. *Shen Kai, Selezneva M.S., Neusypin K.A., Proletarsky A.V.* // Metrology and Measurement systems. 2017. № 2. P. 347.
13. *Ivakhnenko A.G.* // IEEE Trans. 1971. V. SMC-1. № 4. P. 364.