

УДК 629.7.05

ББК 32.811.7

ПОМЕХОУСТОЙЧИВЫЙ АДАПТИВНО-РОБАСТНЫЙ АЛГОРИТМ КОНТРОЛЯ ДАННЫХ В КОМПЛЕКСНОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Грошев А. В.¹,

(ПАО «АНПП «Темп-Авиа», Арзамасский политехнический институт (филиал НГТУ), Арзамас)

Фролова О. А.²

(ПАО «АНПП «Темп-Авиа», Арзамас)

Эксплуатация приборов спутниковой навигации на высокодинамичных беспилотных летательных аппаратах с безызбыточными инерциально-спутниковыми навигационными системами (ИСНС) требует повышения помехозащищённости. Помехи в навигационных данных, вызываемые как средствами радиоэлектронного противодействия, так и сбоями в работе аппаратуры потребителей, могут быть выделены и парированы. В качестве индикатора сбойных данных может быть использована последовательность невязок фильтра Калмана, нормированная при помощи ее среднеквадратичного отклонения. По результатам проведенных исследований получен эффективный алгоритм идентификации и исключения из совместной обработки сбойной информации в ИСНС.

Ключевые слова: инерциально-спутниковая навигационная система, помехозащищенность, оптимальная фильтрация, контроль, диагностика

¹ Андрей Владленович Грошев, инженер-математик 2 кат., аспирант (groshev_andrew@mail.ru).

² Оксана Александровна Фролова, начальник сектора, к.т.н. (kseniya_frolova@mail.ru).

1. Введение

В современных условиях, на текущем уровне развития средств радиоэлектронного противодействия (РЭП) проблема помехозащищенности и информационной надежности безызбыточных инерциально-спутниковых систем на высокодинамичных беспилотных летательных аппаратах становится особенно острой. Она тесно связана с целостностью и достоверностью навигационных определений, которая отражает способность навигационного комплекса непрерывно поддерживать требуемые тактико-технические характеристики в изменяющихся условиях эксплуатации [7]. Традиционные подходы к обеспечению целостности ИСНС, опирающиеся на обнаружение отказавших модулей, исключение их из структуры ИСНС и реконфигурацию оборудования за счет аппаратурной избыточности, не могут быть применены в таких системах по причине их удорожания.

В связи с текущим развитием средств РЭП и их широким распространением возрастает вероятность параметрической неопределенности навигационных определений, поступающих в обработку со стороны аппаратуры потребителей спутниковых навигационных систем (АП СНС). Повышение помехозащищенности ИСНС в условиях радиоэлектронного противодействия может быть обеспечено как за счет средств самого приемника спутниковых навигационных систем (СНС) (использование сигналов с кодом высокой точности (ВТ-кодом), использование некогерентных и универсальных когерентно-некогерентных алгоритмов, использование информации инерциальной навигационной системы (ИНС) в контурах систем слежения приемника СНС, пространственные методы), так и алгоритмически в составе ИСНС [1, 5].

2. Оптимальная фильтрация

В качестве средства для комплексной обработки информации бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и АП СНС хорошо себя зарекомендовали уравнения

оптимальной калмановской фильтрации, так как они весьма удобны с вычислительной точки зрения для реализации в составе реальной бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС). Однако в условиях статистической и параметрической неопределенности реализация интеграционных свойств на базе такого аппарата связана с рядом трудностей, обусловленных возможной потерей точности и целостности системы обработки информации. Для реализации выбранного метода контроля достоверности навигационных параметров выберем следующую структуру уравнений оптимальной фильтрации. Возьмем

$$(1) \quad x_{k+1} = F_{k+1,k}x_k + w_{k+1};$$

$$(2) \quad z_{k+1} = H_{k+1}x_{k+1} + v_{k+1},$$

где x_{k+1} – вектор состояния размерности n ; w_{k+1} – вектор возмущения размерности n ; z_{k+1} – вектор измерений размерности m ; v_{k+1} – вектор случайных ошибок измерения размерности m ; $F_{k+1,k}$ – матрица состояния системы размера $n \times n$; H_{k+1} – матрица измерений размера $m \times n$.

На основе известной оценки \hat{x}_k в текущий момент времени k дадим прогноз оценки для будущего момента $k + 1$ (априорная оценка $\hat{x}_{k+1/k}$), который в дальнейшем скорректируем с учетом текущих измерений z_{k+1} .

Таким образом, в начале такта вычисления $k + 1$ спрогнозируем оценки на этот такт по уравнению

$$(3) \quad \hat{x}_{k+1/k} = F_{k+1,k}\hat{x}_k.$$

Далее вычислим оптимальную матрицу усиления K_{k+1} , т.е. матрицу, при которой среднее значение суммы квадратов ошибок оценивания принимает наименьшее значение. При этом в первую очередь определим значение априорной матрицы ошибок оценивания $P_{k+1/k}$ по формуле

$$(4) \quad P_{k+1/k} = F_{k+1,k}P_kF_{k+1,k}^T + Q_k,$$

где Q_k – ковариационная матрица, действующего на объект возмущения, размера $n \times n$. Матрицу Q_k зададим исходя из свойств определенной системы, как $Q_k = M[w_k w_k^T]$, считая что составляющие вектора w некоррелированы между собой.

Оптимальную матрицу усиления вычислим по уравнению:

$$(5) \quad K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1/k}^T \left[H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1} \right]^{-1}$$

где R_{k+1} – неотрицательно определенная матрица шумов измерений размером $m \times m$. Матрицу R_{k+1} зададим исходя из свойств определенной системы, как $R_{k+1} = [v_j v_k^T]$, считая что составляющие вектора v некоррелированы между собой.

На следующем такте вычислений будет необходимо значение апостериорной матрицы ошибок оценивания P_{k+1} . Поэтому после вычисления матрицы K_{k+1} определим

$$(6) \quad P_{k+1} = [I - K_{k+1} H_{k+1}] P_{k+1/k}.$$

В конце такта $k + 1$ осуществляется корректирование априорной оценки с учетом текущих измерений:

$$(7) \quad \hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1/k} + K_{k+1} (z_{k+1} - H_{k+1} \hat{x}_{k+1/k}).$$

В следующем такте (такт $k + 2$) процедура вычислений повторяется вновь на основе найденных для такта $k + 1$ значений $\hat{x}_{k+1/k}$, P_{k+1} .

Роль начальных условий выполняют следующие априорные оценки:

$$(8) \quad \hat{x}(0) = M[x(0)]; \quad P_0 = M[x(0)x^T(0)].$$

Более подробно эти уравнения оптимальной фильтрации рассматриваются, например, в работе[3].

В качестве параметров вектора состояния системы будем использовать ошибки по координатам в проекциях на инерциальную систему координат, ошибки по проекциям вектора скорости в инерциальной системе, ошибки угловой ориентации БПЛА, нулевые сигналы акселерометров, дрейф нулевого сигнала датчиков угловой скорости (ДУС). Состав вектора состояния выбирается исходя из наиболее значимых составляющих ошибок инерциальной навигационной системы и возможностей бортовой цифровой вычислительной машины. Матрицу состояния $F_{k+1,k}$ (динамическую модель системы) опишем при помощи уравнений ошибок ИНС в инерциальной системе координат (ИСК), при условии редуцированности системы, в связи с ограниченными вычислительными возможностями БЦВС, как:

$$(9) \quad \Delta \dot{\vec{R}}_u = \Delta \vec{V}_u,$$

$$(10) \quad \Delta \dot{\vec{V}}_u = -\langle \vec{\psi} \rangle \vec{a}_u + A_{u1} \Delta \vec{a}_1,$$

$$(11) \quad \dot{\vec{\psi}} = -A_{u1} \Delta \vec{\omega}_1,$$

$$(12) \quad \Delta \dot{\vec{a}}_1 = 0,$$

$$(13) \quad \Delta \dot{\vec{\omega}}_1 = 0,$$

где $\Delta \dot{\vec{R}}_u$ – ошибка местоположения; $\Delta \dot{\vec{V}}_u$ – ошибка по проекциям вектора скорости; $\dot{\vec{\psi}}$ – ошибка ориентации; \vec{a}_1 – ускорение в связанной системе координат(ССК), \vec{a}_u – ускорение в ИСК; A_{u1} – матрица ориентации ИСК относительно ССК; $\langle \vec{\psi} \rangle$ – вектор ошибок по углам ориентации; $\Delta \vec{a}_1$ – нулевые сигналы акселерометров; $\Delta \vec{\omega}_1$ – дрейф нулевого сигнала ДУС. Таким образом, вектор состояния будет выглядеть, как:

$$(14) \quad x = [\Delta R_{x_u} \Delta R_{y_u} \Delta R_{z_u} \Delta V_{x_u} \Delta V_{y_u} \Delta V_{z_u} \Delta \psi \Delta \theta \Delta \gamma \Delta \vec{a}_{1x} \Delta \vec{a}_{1y} \Delta \vec{a}_{1z} \Delta \vec{\omega}_{1x} \Delta \vec{\omega}_{1y} \Delta \vec{\omega}_{1z}],$$

где $\Delta \psi$, $\Delta \theta$, $\Delta \gamma$ – ошибки подвеса по углам курса, тангажа и крена.

Матрица $F_{k+1,k}$ на каждом шаге измерений будет иметь следующий вид:

$$(15)$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & a_{u,z} & -a_{u,y} & A_{u1}[0][0] \cdot \Delta t & A_{u1}[0][1] \cdot \Delta t & A_{u1}[0][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -a_{u,z} & 0 & a_{u,x} & A_{u1}[1][0] \cdot \Delta t & A_{u1}[1][1] \cdot \Delta t & A_{u1}[1][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & a_{u,y} & -a_{u,x} & 0 & A_{u1}[2][0] \cdot \Delta t & A_{u1}[2][1] \cdot \Delta t & A_{u1}[2][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -A_{u1}[0][0] \cdot \Delta t & -A_{u1}[1][0] \cdot \Delta t & -A_{u1}[2][0] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -A_{u1}[0][1] \cdot \Delta t & -A_{u1}[1][1] \cdot \Delta t & -A_{u1}[2][1] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -A_{u1}[0][2] \cdot \Delta t & -A_{u1}[1][2] \cdot \Delta t & -A_{u1}[2][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

В системе предполагается малое изменение нулевых сигналов акселерометров и дрейфа нулевого сигнала ДУС в запуске,

исходя из незначительности неортогональности осей и масштабных коэффициентов (предполагается, что они были скомпенсированы в процессе калибровки БИНС).

Коррекцию навигационного решения БИНС будем осуществлять по информации АП СНС. Наиболее информативными параметрами, выдаваемыми АП СНС, являются геодезические координаты и вектор скорости. Поэтому вектор измерений будет состоять из ошибок по координатам и ошибок по проекциям вектора скорости в инерциальной системе координат:

$$(16) Z = [\Delta R x_u \ \Delta R y_u \ \Delta R z_u \ \Delta V x_u \ \Delta V y_u \ \Delta V z_u].$$

3. Типы помех

В условиях радиоэлектронного противодействия по характеру воздействия на АП СНС преобладают два основных типа помех – маскирующие и имитирующие. Маскирующие помехи ухудшают характеристики приемного устройства, создают фон, на котором затрудняется или полностью исключается обнаружение, распознавание и выделение полезных сигналов. Имитирующие (дезинформирующие) помехи – это сигналы, излучаемые станцией помех для внесения ложной информации в подавляемые средства [6]. В результате АП СНС начинает выдавать недостоверные навигационные измерения при наличии признаков достоверности данных.

В качестве примера дезинформирующей помехи, широко распространенной в данный момент, можно привести spoofing-атаку на АП СНС – это атака, которая пытается обмануть приемник, широкопередатально передавая немного более мощный сигнал, чем полученный от спутников GPS или ГЛОНАСС, такой, чтобы быть похожим на ряд нормальных сигналов [8]. Эти имитирующие сигналы изменены таким способом, чтобы заставить получателя неверно определять своё местоположение, считая его таким, какое отправит атакующий.

Защититься от таких атак можно снятием признака достоверности информации АП СНС и работой в инерциальном режиме на время сбоя. Неустойчивая работа АП СНС при наличии признака достоверности данных приводит к выработке

алгоритмом комплексирования БИНС и АП неверной навигационной информации, что негативно отражается на управлении летательным аппаратом. Для предотвращения вышеописанной ситуации в настоящей работе предлагается алгоритм контроля достоверности измерений АП СНС на этапе комплексной обработки информации. В нашем случае рассматриваются высокодинамичные БПЛА с инерциальной системой управления (без резервирования, БИНС+АПСНС), когда критически важно раннее обнаружение уводящих сигналов, которые с высокой вероятностью приведут к нештатному завершению движения.

4. Контроль и адаптивно-робастная оценка состояния ИСНС

Почти любая дезинформирующая помеха, включая уводящий сигнал, может быть выделена на фоне обновляемой последовательности действительных ошибок оценивания (так называемых невязок фильтра Калмана (ФК)). Нарушение адекватности матмоделей ошибок и реальных измерительных процессов, а также наличие аномальных наблюдений приводит к расходимости и потере целостности ФК, что проявляется в значительном отличии действительных ошибок оценивания от нуля и от их прогнозируемых среднеквадратичных значений, получаемых в результате решения уравнения Рикатти относительно ковариационной матрицы ошибок оценивания. Таким образом, диагональные элементы матрицы P задаются априорно и могут значительно отличаться от апостериорных ошибок ковариации.

В соответствии с теорией калмановской фильтрации обновляемая последовательность невязок ФК $v_k = z_k - H_k \cdot F_{k,k+1} \cdot \hat{x}_{k-1}$, где $F_{k,k+1} \cdot \hat{x}_{k-1}$ – априорная оценка вектора ошибок x_k на k -м шаге по $k-1$ измерениям, должна представлять собой белый шум с нормальным распределением.

Процедуры локализации нарушений в навигационном комплексе опираются на технологию поканальной (поэлементной) обработки вектора наблюдений $z_i = \{z_1, \dots, z_m\}$, позволяющей

контролировать навигационный комплекс по обобщенным параметрам, характеризующим состояние каждого из m измерительных каналов [2]. Для контроля i -го измерительного канала предлагается использовать квадрат невязки ФК, нормированной при помощи среднеквадратичного отклонения ее скользящего невзвешенного среднего, рассчитанного на интервале времени, при помощи скользящего окна. Скользящее среднее было выбрано для нормирования, так как оно само по себе является фильтром низких частот, т.е. пропускает низкочастотную активность (долгосрочные циклы), отсекая высокочастотные – случайные колебания [4]. Таким образом, за индикатор примем квадрат скользящей средней, совмещенный с квадратом невязки процедурой нормирования.

На первоначальном этапе произведем накопление значений математического ожидания и среднеквадратичного отклонения (СКО) ряда невязок до заполнения скользящего окна, использующегося для анализа системы. Для обеспечения адаптивности в системе было выбрано окно в 20 измерений ($D_{win} = 20$), на интервале времени 2 с (при частоте обновления данных АП СНС в 10 Гц). При большей длине окна снижается скорость сходимости значений нормированных невязок к нормальному уровню после обнаружения сбойной информации, кроме того увеличивается время запуска алгоритма.

На начальном этапе работы алгоритма ($D_{win} < 20$) проводятся следующие процедуры для каждого измерительного канала:

1. Расчет математического ожидания ряда невязок и простого кумулятивного скользящего среднего модулей невязок в каждом канале, где $i = 1, \dots, 6$ (3 канала по координатам и 3 канала по проекциям вектора скорости):

$$(17) \quad M_i = \sum_{j=1}^{takt} v_{i,j} / takt;$$

$$(18) \quad \bar{M}_i = \sum_{j=1}^{takt} |v_{i,j}| / takt,$$

где M_i – математическое ожидание невязки в i -м канале; \bar{M} – кумулятивное скользящее среднее модуля невязки в i -м

канале; $v_{i,j}$ – невязка в i -м канале на текущем такте; $takt$ – общее количество измерений; i – номер канала.

2. Расчет СКО ряда невязок и СКО кумулятивного невзвешенного скользящего среднего ряда модулей невязок в каждом канале:

$$(19) \sigma_i = \sqrt{\sum_{j=1}^{takt} (M_i - v_{i,j})^2 / takt};$$

$$(20) \bar{\sigma}_i = \sqrt{\sum_{j=1}^{takt} (\bar{M}_i - |v_{i,j}|)^2 / takt},$$

где σ_i – СКО ряда невязок в i -м канале; $\bar{\sigma}_i$ – СКО скользящего среднего ряда модулей невязок в i -м канале.

СКО скользящего среднего модулей невязок $\bar{\sigma}$ рассчитывается на всем протяжении стационарного полета, т.е. является кумулятивным, и необходимо для определения нижней границы знаменателя нормированной невязки. При очень малой дисперсии невязок ФК и нестационарностях, возникающих при относительно больших ошибках БИНС и интенсивных угловых эволюциях, невязка, очевидно, бракуется, но при установлении нижней границы СКО этого удастся избежать, хотя при этом частично снижается чувствительность метода.

В штатном режиме функционирования алгоритма проводятся следующие процедуры для каждого измерительного канала:

1. Расчет квадрата нормированной невязки:

$$(21) \|v^2_{i,takt}\| = (v_{i,takt} / \sigma_i)^2.$$

В качестве нормы на этом этапе используем СКО ряда невязок из последних $D_{win} = 20$ элементов.

2. Коррекция математического ожидания при помощи скользящего окна:

$$(22) M_i = \left(\sum_{j=takt-20}^{takt} v_{i,j} \right) / D_{win}.$$

3. Коррекция кумулятивного скользящего среднего и его СКО на всей траектории движения при условии вхождения

нормированной невязки в допусковый интервал (используется для определения нижней границы знаменателя нормированной невязки):

$$(23) \bar{M}_i = \sum_{j=1}^{takt} |v_{i,j}| / takt,$$

$$(24) \bar{\sigma}_i = \sqrt{\sum_{j=1}^{takt} (\bar{M}_i - |v_{i,j}|)^2 / takt},$$

где $takt$ – это номер элемента от начала измерений.

4. Коррекция СКО ряда невязок при помощи скользящего окна:

$$(25) \sigma_i = \sqrt{\sum_{j=takt-20}^{takt} (M_i - v_{i,j})^2 / D_{win}}.$$

5. Сравнение невязки с допусковым интервалом

Допусковый интервал для квадрата нормированной невязки выберем исходя из статистических свойств нормированной невязки, а именно: при отсутствии рассогласования между реальными z_k и прогнозируемыми $H_k \cdot F_{k,k-1} \cdot \hat{x}_{k-1}$ наблюдениями

квадрат нормированной невязки имеет распределение χ^2 с определенной вероятностью. При условии того, что нами была выбрана длина окна D_{win} , возьмем табличное значение критерия χ^2 для D_{win} степеней свободы с некоторой вероятностью φ : $\chi^2(\varphi, D_{win})$. Так как критерий χ^2 оценивает совокупность элементов ряда с единичной нормой $\left(\sum_{j=1}^{D_{win}} v_j^2 \right)$, то для приведения нор-

мы к единичной (т.е. нормирование каждой невязки по уровню 3σ вместо σ) для оценки одного элемента будем использовать величину $\alpha = \chi_{3\sigma}^2(\varphi, D_{win}) / D_{win}$.

Однако, вследствие особенностей измерителей комплексных систем, выбор вероятности φ целесообразно проводить апостериорно после оценки уровня нестационарностей, присутствующих конкретным измерителям.

Квадрат нормированной невязки формируется по текущей невязке и отражает текущее состояние i -го канала вектора на-

блюдений. Его отклонение от допуска ($\|v_{i, \text{fakt}}^2\| > \alpha$) может быть связано как с кратковременными сбоями, так и с долгосрочными уводами, либо отказами. При отсутствии нарушений невязка обрабатывается обобщенным фильтром Калмана, а парирование отказов или сбоев АП СНС происходит путем использования текущих оценок ФК в качестве пролонгированного решения.

Таким образом, данный способ позволяет локализовывать и парировать нарушения в измерениях АП СНС.

5. Дополнительные факторы, влияющие на сохранение тактико-технических характеристик информационной системы

Помимо сбоев и помех в навигационных определениях АП СНС, на поведение невязки могут влиять и такие параметры, как геометрический фактор АП СНС ($GDOP$), СКО навигационного решения АП СНС по горизонтальным координатам и в вертикальном канале ($HDOP$ и $VDOP$), а также количество НКА в зоне видимости АП СНС. При изменении любого из этих параметров, могут наблюдаться и, зачастую, наблюдаются, особенно, в высотном канале, скачки в навигационных определениях, поступающих в обработку со стороны АП СНС. В этом случае, при нахождении геометрического фактора АП СНС в допустимых точностных пределах ($GDOP < \beta$, где β – необходимая точность навигационных определений), предлагается использовать информацию, поступившую с АП СНС, в качестве скорректированных координат в комплексном решении.

Скачки в навигационных определениях всегда сопровождаются резким изменением дисперсии нормированной невязки. Таким образом, при резком изменении дисперсии индикатора ($D_v > \delta$, где D_v – дисперсия нормированной невязки, рассчитанная на интервале D_{win}), предлагается идентифицировать изменения в геометрическом факторе, и если они присутствуют, то присваивать вектору с скорректированными значениями координат и скоростей значения координат и скоростей, пришедших с АП СНС, а также обнулять оценки по ошибкам в координатах и

скоростях вектора состояния x_k , при этом сохраняя оценки ошибок по углам подвеса и эквивалентных ошибок по нулевым сигналам акселерометров и ДУС:

$$(26) \vec{R}_k = \vec{R}_{\text{АПСНС}},$$

$$(27) \vec{V}_k = \vec{V}_{\text{АПСНС}},$$

$$(28) x_k[0 \div 5] = 0,$$

где \vec{R}_k и \vec{V}_k – векторы с комплексным решением БИНС и АП СНС по координатам и проекциям скоростей в инерциальной системе; $\vec{R}_{\text{АПСНС}}$ и $\vec{V}_{\text{АПСНС}}$ – векторы с решением АП СНС по координатам и проекциям скоростей в инерциальной системе; $x_k[0 \div 5]$ – первые 6 элементов вектора состояния.

6. Обработка контроля достоверности измерений АП СНС на цифровом математическом и имитационном комплексах моделирования

Для проверки функциональности сбоезащиты проведем обработку различных типов сбойной информации на цифровом математическом комплексе. Подадим измерения высоты с математической модели АП СНС с различными типами сбоев:

- «залипание» сигнала;
- увод сигнала по высоте со скоростью 1 м/с;
- увод сигнала по высоте со скоростью 2 м/с.

Моделирование проведем в условиях задания различных ошибок БЧЭ, ошибок ориентации и различного уровня шума АП СНС. Для примера приведем результаты со следующим уровнем погрешностей: $СКО_{3\sigma} = 3$ м; $t_{nv} = 2$ с; $\Delta \dot{\omega}_1 = 10$ °/час; $\Delta \dot{a}_1 = 0,03$ м/с²; $\omega_k = 0,03\%$; $\Delta \psi = 60'$; $\Delta \theta = 20'$; $\Delta \gamma = 90'$; где t_{nv} – время начальной выставки; $\Delta \dot{\omega}_1$ – дрейф нулевого сигнала ДУС; $\Delta \dot{a}_1$ – нулевые сигналы акселерометров; ω_k – погрешности масштабных коэффициентов ДУС; $\Delta \psi$ – ошибка подвеса по углу курса; $\Delta \theta$ – ошибка подвеса по углу тангажа; $\Delta \gamma$ – ошибка подвеса по углу крена, $СКО_{3\sigma}$ – СКО шума координат АП СНС по

уровню 3σ . Выберем малое время начальной выставки, чтобы ошибки не успели скомпенсироваться и алгоритм ушел в автономный полет с недооцененными дрейфами нулевого сигнала ДУС и нулевыми сигналами акселерометров.

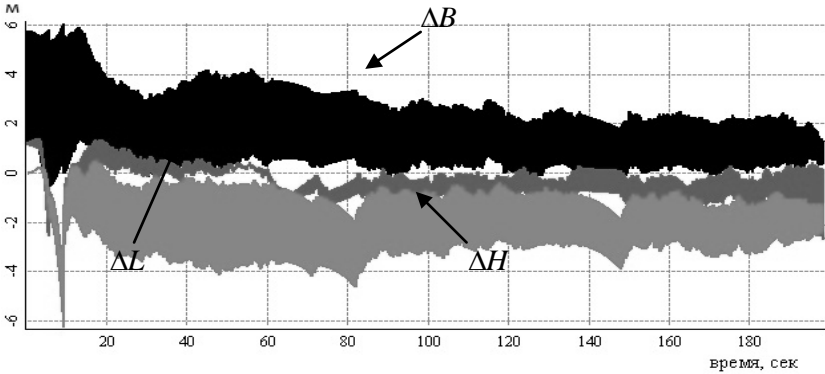


Рис. 1. Ошибки алгоритма комплексирования: по широте (ΔB), по долготе (ΔL), по высоте (ΔH)

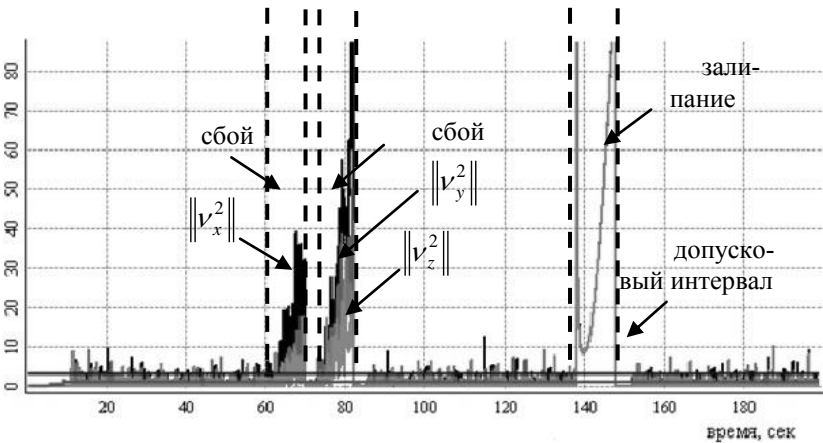


Рис. 2. Квадраты нормированных невязок: на ось X ($\|v_x^2\|$), на ось Y ($\|v_y^2\|$), на ось Z ($\|v_z^2\|$)

На рис. 1 и 5 под ошибками алгоритма комплексирования ΔB , ΔL , ΔH подразумеваются рассогласования между навигационными определениями алгоритма комплексирования БИНС с АП СНС и эталонной информацией моделирующего комплекса.

Из рис. 1–2 можно сделать вывод, что при заданных ошибках начальных условий, залипания сигналов и сбои величиной 1–2 м/с быстро идентифицируются при уровне шума, сопоставимом со скоростью увода, а в режиме пролонгации за время сбоя не происходит накопления ошибок.

Испытания алгоритма комплексирования с разработанным блоком контроля на математическом комплексе показали его работоспособность и функционирование в соответствии с заложенной логикой. Моделирование работы алгоритма в условиях выдачи АП СНС сбоев различного типа подтвердили его работоспособность и заявленные свойства надежности контроля.

Для проверки функциональности сбоезащиты в условиях приближенных к реальным проведем отработку алгоритма на комплексе имитационного моделирования, в состав которого входят реальные измерительные устройства: реальная АП СНС, имитатор спутниковых сигналов ИМ-2(ФБМИ.464928.003 РЭ), реальная система навигации и автоматического управления, включающая в себя БЦВС и блок из 3 гироскопов и 3 акселерометров (в качестве блока чувствительных элементов (БЧЭ) используется математическая модель).

Моделирование проведем в условиях задания ошибок БЧЭ и ошибок подвеса на уровне: $\omega_0 = 10^0/\text{час}$, $a_0 = 0,03 \text{ м/с}^2$, $\omega_k = 0,03\%$, $\Delta\psi = 60'$; $\Delta\theta = 20'$. Результаты работы алгоритма сбоезащиты в составе имитационного комплекса представлены на рис. 3–5.

По рис. 4 видно, что в показаниях АП СНС в каналах по широте и высоте присутствуют скачки по координатам. Алгоритм сбоезащиты надежно идентифицирует их и исключает из обработки, комплексируясь только на участках достоверной информации АП СНС.

Также следует отметить необходимость ограничения СКО невязки по нижней границе, которое необходимо для снижения уровня чувствительности контроля при работе с реальными

измерителями (ИМ-2+АП СНС), и может быть откорректировано при других уровнях нестационарностей на других измерителях. При высоком уровне шума сбои с малой скоростью увода не идентифицируются до тех пор пока смещение навигационных определений не превысит уровень шума.

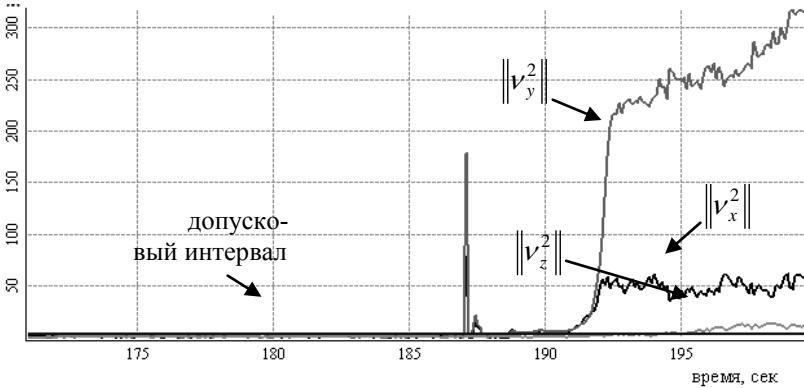


Рис. 3. Квадраты нормированных невязок: на ось X ($\|v_x^2\|$),
на ось Y ($\|v_y^2\|$)

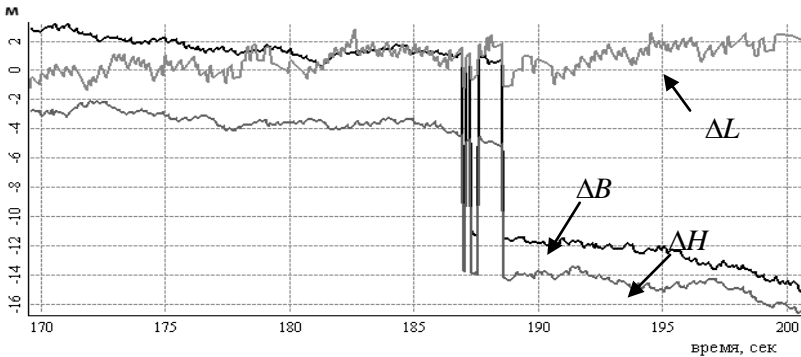


Рис. 4. Рассогласование по координатам АП СНС и модуля эталонных измерений: по широте (ΔB), по долоте (ΔL), по высоте (ΔH)

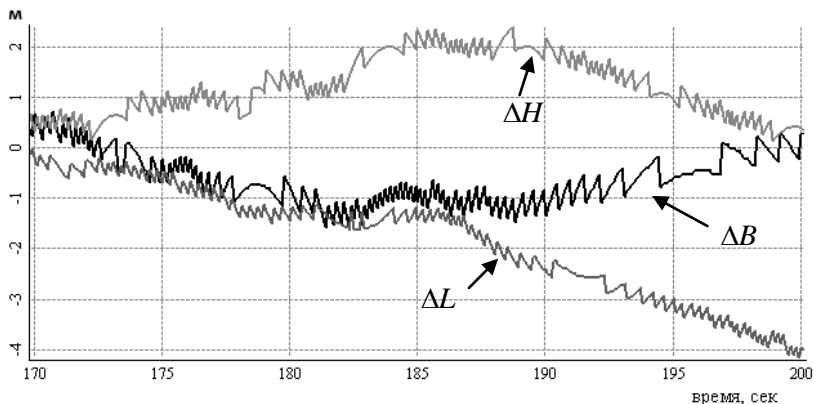


Рис. 5. Ошибки алгоритма комплексирования: по широте (ΔB), по долготе (ΔL), по высоте (ΔH)

Таким образом, по проведенным испытаниям с ИМ-2 и АП СНС на комплексе имитационного моделирования можно сделать вывод об обеспечении алгоритмом сбоезащиты заданных свойств надежности контроля и его функционировании в соответствии с заложенной логикой.

7. Заключение

Разработанный алгоритм сбоезащиты, построенный на принципах контроля нормированной невязки, позволяет своевременно локализовывать и парировать аномальные навигационные определения, за счет чего достигается повышение точности и информационной надежности бесплатформенной ИСНС.

Испытания алгоритма комплексирования с разработанным блоком контроля на цифровом математическом комплексе и комплексе имитационного моделирования показали его работоспособность и функционирование в соответствии с заложенной логикой как при математическом моделировании, так и при работе с реальными измерительными устройствами, и подтвердили его работоспособность и заявленные свойства надежности контроля.

Также следует отметить небольшой объем вычислительной загрузки, требуемой для функционирования алгоритма в составе

реального вычислителя, за счет малого количества итераций, необходимых для пересчета параметров алгоритма сбоезащиты на каждом такте его работы, что позволяет использовать его на вычислителях с низкой вычислительной мощностью.

Литература

1. ГРОШЕВ А.В., ФРОЛОВА О.А. *Алгоритм контроля достоверности измерений инерциально-спутниковой навигационной системы* // Материалы XVIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием / Под общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн "ЦНИИ "Электроприбор"», 2016. – 691 с.
2. ДМИТРИЕВ С.П., КОЛЕСОВ Н.В., ОСИПОВ А.В. *Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем.* – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004. – 208 с.
3. КУЗОВКОВ Н.Т., САЛЫЧЕВ О.С. *Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация.* – М.: «Машиностроение», 1982. – 216 с.
4. ЛОНЕР Р.Л., УИЛКИНСОН Г.Н. *Устойчивые статистические методы оценки данных.* – М.: Машиностроение, 1984. – 232 с.
5. МУХОРТОВ В.В., КОРОЛЕВ И.Д., ШКУРИНСКИЙ С.В. *Защита систем спутниковой навигации от внешних программно-аппаратных воздействий* // Инновации в науке: сб. ст. по матер. LV междунар. науч.-практ. конф. – №3(52), Часть II. – Новосибирск: СибАК, 2016. – С. 102–108.
6. ОСИПОВ А.С. *Военно-техническая подготовка. Военно-технические основы построения средств и комплексов РЭП* / Учебник под науч. ред. Е.Н. Гарина. – Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2013. – 344 с.
7. ЧЕРНОДАРОВ А.В. *Контроль и адаптивно-робастная оценка состояния интегрированных навигационных систем на базе квантово-оптических измерителей* // Научный вестник МГТУ ГА. – 2012. – №185(11). – С. 5–12.

8. PSIAKI M.L., HUMPHREYS T.E. *Protecting GPS From Spoofers Is Critical to the Future of Navigation* // IEEE Spectrum. Telecommunication. Security. – 29 July 2016. – URL: <https://spectrum.ieee.org/telecom/security/protecting-gps-from-spoofers-is-critical-to-the-future-of-navigation>.

**THE NOISE-IMMUNE ADAPTIVITY-ROBUST
ALGORITHM OF CONTROL THE MEASUREMENTS
RELIABILITY OF THE INERTIAL-SATELLITE
NAVIGATION SYSTEMS**

Andrey Groshev, JSC «ARPE «Temp-Avia», Arzamas, engineer-mathematician, post-graduate student(groshev_andrew@mail.ru).

Oksana Frolova, JSC «ARPE «Temp-Avia», Arzamas, sector superior, candidate of technical science.

Abstract: The application of the equipment of satellite navigation system as a part of highly dynamic unmanned aerial vehicles (UAVs) with breakeven inertial navigation satellite systems(INSS) demands to increase the noise immunity. The noise in navigation information caused both electronic countermeasure equipment and failure functioning of equipment of consumers of satellite navigation system may be separate and parry. As indicator of failure data may be used Kalman's filter sequence of residual, normalized by her mean square deviation. This indicator can insure both noise-immune and adaptivity-robust systems state value.

Keywords: inertial satellite navigation system, noise immunity, optimum filtering, control, diagnostics

Статья представлена к публикации членом редакционной коллегии В.М. Вишневским.

Поступила в редакцию 22.11.2017.

Опубликована 31.07.2018.