

УДК 629.7.05

## **Стратегия алгоритмического повышения точностных характеристик и информационной надежности инерциально-спутниковых навигационных систем в составе беспилотных летательных аппаратов**

**Грошев А.В.**

*Арзамасское научно-производственное предприятие «Темп-Авиа»,*

*ул. Кирова, 26, Арзамас, Нижегородская обл., 607220, Россия*

*e-mail: [groshev\\_andrew@mail.ru](mailto:groshev_andrew@mail.ru)*

### **Аннотация**

Повышение информационной надежности инерциально-спутниковых навигационных систем (ИСНС), а также конкуренция за повышение точности коррекции и наведения, в настоящее время, являются важнейшими задачами для разработчиков специальных типов перспективных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

Объектом исследований в данной работе являются безызбыточные ИСНС для высокодинамичных БПЛА, испытываемые в натуральных и полунатурных условиях, а также на комплексах имитационного и математического моделирования.

Целью исследований является разработка идеологии и программно-алгоритмических решений для повышения точности и информационной надежности высокоточных ИСНС для БПЛА, непрерывного обеспечения достоверной навигационной информацией систем управления высокодинамичных БПЛА в условиях нестабильной работы аппаратуры потребителей спутниковых навигационных систем (АП СНС) или радиоэлектронного противодействия (РЭП).

В процессе выполнения работы, на основе математических моделей БИНС, АП СНС и программно-математического обеспечения комплексной системы, а также на основе результатов полунатурных и летно-конструкторских испытаний, разработаны стратегия и эффективные программно-алгоритмические решения по идентификации и исключению из совместной обработки сбойной информации в ИСНС, повышающие устойчивость управления, точность и информационную надежность системы.

В работе приведены алгоритмы идентификации сбойной информации на основе анализа невязок фильтра Калмана (ФК), сохраняющие тактико-технические характеристики системы в изменяющихся условиях эксплуатации и результаты их отработки на математическом и имитационном комплексах. Освещен подход к коррекциям по АП СНС после «информационной тени» для высокоточных систем, а также приведены результаты отработки с математических, имитационных и полунатурных испытаний.

Предложенные методы и алгоритмы использованы при формировании идеологии применения некоторых типов БПЛА.

**Ключевые слова:** инерциально-спутниковая система, сбоезащита, помехозащищенность, информационная надежность.

## Введение

Решающую роль в военных конфликтах последних десятилетий играет высокоточное оружие. Текущий уровень развития спутниковых навигационных систем, в связи с их универсальностью (всепогодностью, высокой точностью, широким спектром определяемых параметров), заставляет разработчиков БПЛА внедрять АП СНС во все перспективные высокоточные изделия. Тем не менее, существуют различные факторы и особенности, которые приводят к ухудшению точности коррекции от АП СНС:

- динамика объекта управления (при изменении углов крена и тангажа меняется видимый сектор звездного неба);
- многолучевое распространение радиосигналов, затенение спутников рельефом местности (горами), зависимость отношения сигнал/шум от азимута и угла места НКА в координатах антенной системы[1,2];
- остаточные погрешности после компенсации ошибок ионосферы и тропосферы, кратковременные ионосферные сцинтилляции, флуктуационные и динамические ошибки в системах слежения за сигналами;
- вероятное радиоэлектронное противодействие, приводящее к полному изменению диаграммы направленности антенны АП СНС, снижению отношений сигнал/шум (вплоть до полного подавления АП СНС, в зависимости от уровня помех), либо подмене достоверных

навигационных определений на отправленные атакующим излучателем[3].

Естественные факторы, связанные со свойствами диспергирующей среды или динамикой объекта, уже приводят к значительным неопределенностям, недопустимым для высокоточных систем[4]. Искусственное воздействие на АП СНС разделяется на маскирующее и имитирующее. 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 источником помех для внесения ложной информации в подавляемые средства [5].

Примером дезинформирующих помех является spoofing атака на АП СНС — широкоэмиттерная передача более мощного, по сравнению с полученным от спутников GPS или ГЛОНАСС, сигнала, похожего на ряд нормальных сигналов. Эти имитирующие сигналы изменены таким способом, чтобы заставить получателя неверно определять своё местоположение, считая его таким, какое отправит атакующий. GPS-spoofing хаотически нарушает работу приемников в целях обороны: многие управляемые бомбы, ракеты и беспилотники руководствуются GPS-навигацией, а успешное противодействие не даст им поразить цели [6]. В настоящее время комплексы РЭП, как блоки в составе авиационной техники, так и индивидуальные военные единицы крайне широко распространены и, зачастую, только аппаратно защититься от них невозможно[7,8].

Повышение помехозащищённости ИСНС может быть обеспечено как за счет средств самого приемника СНС (использование сигналов с ВТ-кодом, использование некогерентных и универсальных когерентно-некогерентных алгоритмов, дифференциальные поправки, RAIM и AAIM алгоритмы, использование информации ИНС в контурах систем слежения приемника СНС, пространственные методы, и т.д.), так и алгоритмически в составе ИСНС[9,10].

### **Оптимальная фильтрация для слабосвязанных систем**

Контроль достоверности проводится на фундаменте слабосвязанной схемы комплексирования. Ее использование в системах навигации и автоматического управления для БПЛА обуславливается высокой надежностью, наличием на выходе спутникового, инерциального и комплексного решения и невозможностью использовать большие векторы состояния, в связи со сравнительно слабыми вычислительными мощностями БЦВМ (ставить мощные БЦВМ не актуально, по причине одноразовости систем и их необоснованного удорожания)[11].

В качестве средства для комплексной обработки информации 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 БЦВМ[12]. 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[13]. Для реализации

выбранного метода контроля достоверности навигационных параметров выберем следующую структуру уравнений оптимальной фильтрации. Возьмем

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

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

где  $x$  – вектор состояния,  $w$  – вектор возмущения,  $z$  – вектор измерений,  $v$  – вектор случайных ошибок,  $F$  – матрица состояния системы,  $H$  – матрица измерений. На основе известной оценки  $\hat{x}_k$  в текущий момент времени  $k$  дадим прогноз оценки для будущего момента  $k + 1$  (априорная оценка  $\hat{x}_{k+1/k}$ ):

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

Далее вычислим оптимальную матрицу усиления  $K$

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

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

где  $Q$  – ковариационная матрица, действующего на объект возмущения,  $P$  – матрица ошибок оценивания,  $R$  – матрица шумов измерений.

На следующем такте вычислений будет необходимо значение апостериорной матрицы ошибок оценивания  $P_{k+1}$ :

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

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

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

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

Более подробно эти уравнения оптимальной фильтрации рассматриваются, например, в работе [14].

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). Матрицу состояния  $F_{k+1,k}$  (динамическую модель системы) опишем при помощи уравнений ошибок ИНС в инерциальной системе координат (ИСК), при условии редуцированности системы, и ограниченных вычислительных возможностей БЦВС, как:

$$\Delta \dot{\vec{R}}_u = \Delta \vec{V}_u, \quad (8)$$

$$\Delta \dot{\vec{V}}_u = -\langle \vec{\psi} \rangle \vec{a}_u + A_{u1} \Delta \vec{a}_1, \quad (9)$$

$$\dot{\vec{\psi}} = -A_{u1} \Delta \vec{\omega}_1, \quad (10)$$

$$\Delta \dot{\vec{a}}_1 = 0, \quad (11)$$

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

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;  $\Delta \dot{\vec{a}}_1$  – нулевые

сигналы акселерометров;  $\Delta\dot{\vec{\omega}}_1$  – дрейф нулевого сигнала ДУС. Таким образом, вектор состояния будет выглядеть, как:

$$x = [\Delta R x_u \Delta R y_u \Delta R z_u \Delta V x_u \Delta V y_u \Delta V z_u \Delta \psi \Delta \theta \Delta \gamma \Delta \vec{a}_{1x} \Delta \vec{a}_{1y} \Delta \vec{a}_{1z} \Delta \vec{\omega}_{1x} \Delta \vec{\omega}_{1y} \Delta \vec{\omega}_{1z}], \quad (13)$$

где  $\Delta \psi$ ,  $\Delta \theta$ ,  $\Delta \gamma$  – рассогласования связных осей по углам курса, тангажа и крена.

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

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & a_{u,z} & -a_{u,y} & A_{u1}[0][0] \cdot \Delta t & A_{u1}[0][1] \cdot \Delta t & A_{u1}[0][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & -a_{u,z} & 0 & a_{u,x} & A_{u1}[1][0] \cdot \Delta t & A_{u1}[1][1] \cdot \Delta t & A_{u1}[1][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & a_{u,y} & -a_{u,x} & 0 & A_{u1}[2][0] \cdot \Delta t & A_{u1}[2][1] \cdot \Delta t & A_{u1}[2][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -A_{u1}[0][0] \cdot \Delta t & -A_{u1}[1][0] \cdot \Delta t & -A_{u1}[2][0] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -A_{u1}[1][0] \cdot \Delta t & -A_{u1}[1][1] \cdot \Delta t & -A_{u1}[1][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -A_{u1}[2][0] \cdot \Delta t & -A_{u1}[2][1] \cdot \Delta t & -A_{u1}[2][2] \cdot \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

В системе предполагается малое изменение нулевых сигналов акселерометров и дрейфа нулевого сигнала ДУС в запуске, и незначительности неортогональности осей и масштабных коэффициентов (предполагается, что они были скомпенсированы в процессе калибровки БИНС).

Вектор измерений будет состоять из ошибок по координатам и ошибок по проекциям вектора скорости в инерциальной системе координат:

$$Z = [\Delta R x_u \Delta R y_u \Delta R z_u \Delta V x_u \Delta V y_u \Delta V z_u]. \quad (15)$$

### Контроль и адаптивно-робастная оценка состояния ИСНС

Почти любая помеха, включая уводящий сигнал, может быть выделена на фоне обновляемой последовательности действительных ошибок оценивания - так



называемых невязок фильтра Калмана (ФК) [15]. Нарушение адекватности математических моделей 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.

Идеология контроля строится на следующих основных допущениях:

- навигационные параметры БИНС не могут содержать случайные выбросы.

Погрешности выработки навигационных параметров определяются ошибками начальных условий и нескомпенсированными инструментальными погрешностями блока чувствительных элементов (БЧЭ);

- сбои, величина которых сопоставима с ошибками БИНС на малых интервалах времени, могут быть не идентифицированы;

- постоянные ошибки АП СНС данным контролем не идентифицируются, поскольку он проводится по приращениям навигационных измерений.

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 [16]. 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 [17]. Скользящее среднее было выбрано для нормирования, так как оно само по себе является фильтром низких частот, т.е. пропускает низкочастотную активность (долгосрочные циклы) [18], отсекая высокочастотные – случайные колебания [19].

На первоначальном этапе произведем накопление значений математического ожидания и среднеквадратичного отклонения (СКО) ряда невязок до заполнения скользящего окна, используемого 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):

$$M_i = \sum_{j=1}^{takt} v_{i,j} / takt; \quad (16)$$

$$\bar{M}_i = \sum_{j=1}^{takt} |v_{i,j}| / takt, \quad (17)$$

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:

$$\sigma_i = \sqrt{\sum_{j=1}^{takt} (M_i - v_{i,j})^2 / takt}; \quad (18)$$

$$\bar{\sigma}_i = \sqrt{\sum_{j=1}^{takt} (\bar{M}_i - |v_{i,j}|)^2 / takt}, \quad (19)$$

где  $\sigma_i$  – 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 удается 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:

$$\|v_{i,takt}^2\| = (v_{i,takt} / \sigma_i)^2. \quad (20)$$

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

2. Коррекция математического ожидания при помощи скользящего окна:

$$M_i = \left( \sum_{j=takt-20}^{takt} v_{i,j} \right) / D_{win}. \quad (21)$$

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):

$$\bar{M}_i = \left( \sum_{j=1}^{takt} |v_{i,j}| \right) / takt, \quad (22)$$

$$\bar{\sigma}_i = \sqrt{\sum_{j=1}^{takt} (\bar{M}_i - |v_{i,j}|)^2 / takt}, \quad (23)$$

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

4. Коррекция СКО ряда невязок при помощи скользящего окна:

$$\sigma_i = \sqrt{\sum_{j=takt-20}^{takt} (M_i - v_{i,j})^2 / D_{win}}. \quad (24)$$

При расчете сумм во всех формулах полный пересчет не производится, т.е. на каждом такте работы происходит лишь прибавление нового значения, вычитание последнего в очереди и сдвиг скользящего окна.

## 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  $\chi^2$  с определенной вероятностью. При условии того, что нами была выбрана длина окна  $D_{win}$ , возьмем табличное значение критерия  $\chi^2$  для  $D_{win}$  степеней свободы с некоторой вероятностью  $\varphi$ :  $\alpha = \chi_{3\sigma}^2(\varphi, D_{win}) / D_{win}$ . Однако, вследствие особенностей измерителей комплексных систем, выбор вероятности  $\varphi$  целесообразно проводить апостериорно после оценки уровня нестационарностей, присущих конкретным измерителям.

Квадрат нормированной невязки формируется по текущей невязке и отражает текущее состояние  $i$ -го канала вектора наблюдений. Его отклонение от допуска ( $\|v_{i,takt}^2\| > \alpha$ ) 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. Этот способ ввиду своей простоты и малой вычислительной загрузки подходит для внедрения в модернизируемые старые изделия при их адаптации к современным условиям радиоэлектронного противодействия.

### **Контроль невязки с использованием временных рядов**

На основе слабосвязанной системы предлагается также один из доступных для реализации на БЦВС методов выявления ложной информации - допусковый контроль по невязке ФК с использованием временных рядов[20].

На интервале в 10 секунд производится накопление 100 значений невязок ФК, по совместной обработке информации БИНС и АП СНС в каждом канале: три проекции координат, три проекции скорости. По 100 невязкам в каждом канале строится модель временного ряда невязок и формируется прогноз на 2 секунды вперед. В качестве параметрической модели последовательности невязок, необходимой для прогнозирования будущих значений невязок, используем модель авторегрессии пятого порядка. Адекватная параметрическая модель временного ряда может быть использована для прогнозирования будущих значений наблюдаемого временного ряда. Способ формирования

параметрической модели, прогнозов и оценка доверительных интервалов прогнозов подробно описаны в книгах Дж. Бокса [21].

На рис.1 приведены спрогнозированные значения невязок по координатам с упреждением  $m=20$  и вероятностными 95%-ными пределами, полученными с использованием модели авторегрессии пятого порядка. Здесь  $z_t$  – невязка фильтра Калмана,  $\tilde{z}_t(m)$  – спрогнозированное значение невязки с упреждением  $m=20$ ,  $\tilde{z}_{t+m}(\pm)$  – допусковые интервалы для невязки Фильтра Калмана. Допусковые интервалы рассчитываются путем прибавления и вычитания вероятностных пределов из прогнозных значений невязок  $\tilde{z}_{t+m}(\pm)$ .

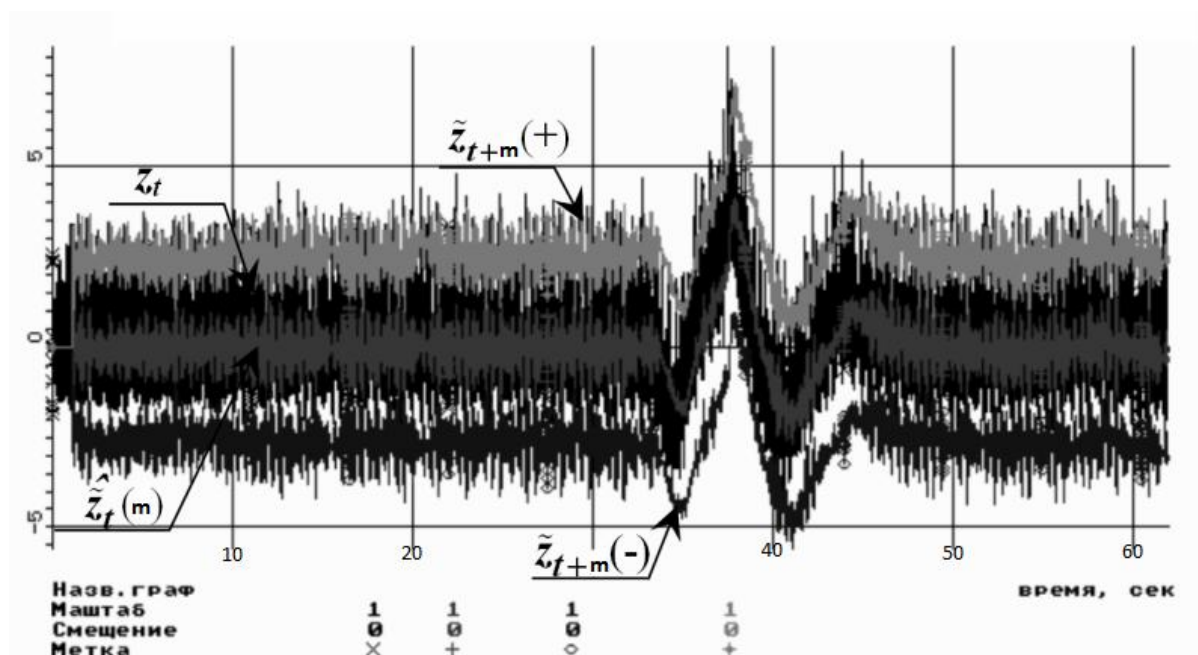


Рисунок 1 – Невязки по координатам и их спрогнозированные значения

Схема работы алгоритма защиты на основе параметрической модели временного ряда приведена на рис.2.



Рисунок 2 – Схема формирования вероятностных прогнозов

На вход алгоритма поступают невязки из фильтра Калмана. Образуется скользящая последовательность из  $N = 100$  значений невязок  $v_1, v_2, \dots, v_N$ . Пусть  $m = 20$  – число невязок на интервале упреждения. Тогда первые  $1, 2, \dots, N - m - 1$  наблюдений невязок используются для задачи идентификации параметров модели временного ряда. На каждом шаге работы алгоритма комплексирования АП СНС с БИНС рассчитываются оценки прогноза последовательности в момент  $N - m - 1$  с упреждением  $m$  с расчетом вероятностных пределов ошибок прогнозирования. Каждая текущая невязка  $v_N$  сравнивается с соответствующим прогнозом  $v_{N-m-1}^{(m)}$ . Если разность невязки и ее прогнозного значения выходит за допустимые интервалы, то в алгоритм идентификации поступает признак ложной информации АП СНС. Если количество сбойных невязок превышает половину интервала накопления временного ряда, то в алгоритме защиты последовательность невязок сбрасывается. Затем все процессы формирования скользящей последовательности, идентификации параметров модели временного ряда невязок и прогнозирования начинаются заново.



Основным преимуществом данного метода является независимость от внешних условий применения алгоритма. Представление последовательности невязок в виде временного ряда позволяет выявить данные, нарушающие однородность (отсутствие сильных изломов тенденций, а также аномальных, резко выделяющихся, нетипичных наблюдений) данного ряда. В зависимости от свойств ряда рассчитываются вероятностные пределы прогнозирования, которые в свою очередь являются апостериорными параметрами допуска. Отклонение поведения ряда за пределы прогнозирования является показателем наличия ложной информации измерителя.

### **Радиусы неопределенности и геометрические факторы**

Приведенные выше контроли достоверности работают по приращениям, следовательно, нерешенным остается вопрос принятия или непринятия в обработку измерений после временной потери сигнала, когда контроль по приращениям не работает из-за отсутствия измерений со стороны АП СНС.

По результатам отработки ИСНС на математическом и имитационном комплексах набирается статистика накопления ошибок в условиях информационного мрака, т.е. дается время для сходимости фильтра, а затем обмен с АП СНС прекращается. Полученные по результатам статистического моделирования оценки ошибок на разные моменты времени закладываются в расчет радиусов неопределенности положения изделия (рис. 3).

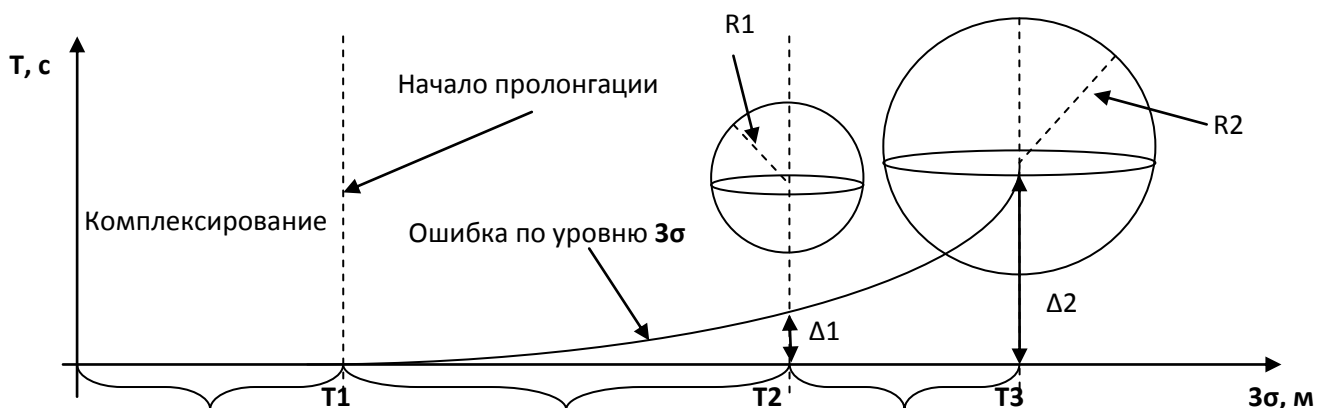


Рисунок 3 – Радиусы неопределенности

Соответственно, в момент получения навигационного сообщения после периода «информационной тени» (например  $T_2$  или  $T_3$ ) координаты и проекции вектора скорости проверяются на нахождение в сферах с радиусами  $R_1 = k \cdot \Delta_1$  или  $R_2 = k \cdot \Delta_2$ , где  $k$  – масштабный коэффициент, величина которого больше 1 и устанавливается по результатам полунатурных и натурных испытаний.

При нахождении в радиусе неопределенности, предлагается присваивать вектору с скорректированными значениями координат и скоростей значения координат и скоростей АП СНС, а также обнулять оценки ошибок по координатам и скоростям вектора состояния  $x_k$ , при этом сохраняя оценки рассогласования связных осей и эквивалентных ошибок по нулевым сигналам акселерометров и ДУС:

$$\vec{R}_k = \vec{R}_{АПСНС}, \quad (25)$$

$$\vec{V}_k = \vec{V}_{АПСНС}, \quad (26)$$

$$x_k[0 \div 5] = 0, \quad (27)$$

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

Кроме сбоев и помех в навигационных определениях АП СНС, на поведение невязки могут влиять и такие параметры, как смена геометрического фактора (GDOP), СКО навигационного решения АП СНС или количество спутников в зоне видимости АП СНС. При изменении любого из этих параметров, зачастую, наблюдаются (особенно, в высотном канале) скачки в навигационных определениях, поступающих в обработку со стороны АП СНС. Здесь следует помнить, что используемые при расчете GDOP приближения (несмещенность, некоррелируемость погрешностей и т.д.) искажают значения погрешностей навигационно-временных определений для множества реальных ситуаций, когда необходимо учитывать множество неслучайных, в общем случае неравноточных составляющих, и центрированных случайных составляющих, имеющих неравные дисперсии и произвольные коэффициенты авто- и взаимокорреляции.

### Результаты моделирования

При проведении испытаний на комплексах полунатурного моделирования обнаружилась неустойчивая работа АП СНС в виде срывов в работе, выдачи недостоверных данных произвольного характера. Прием в обработку сбойных

измерений приводил к искажению траектории движения изделий и нештатному завершению моделирования с большими значениями промаха (рисунок 4).

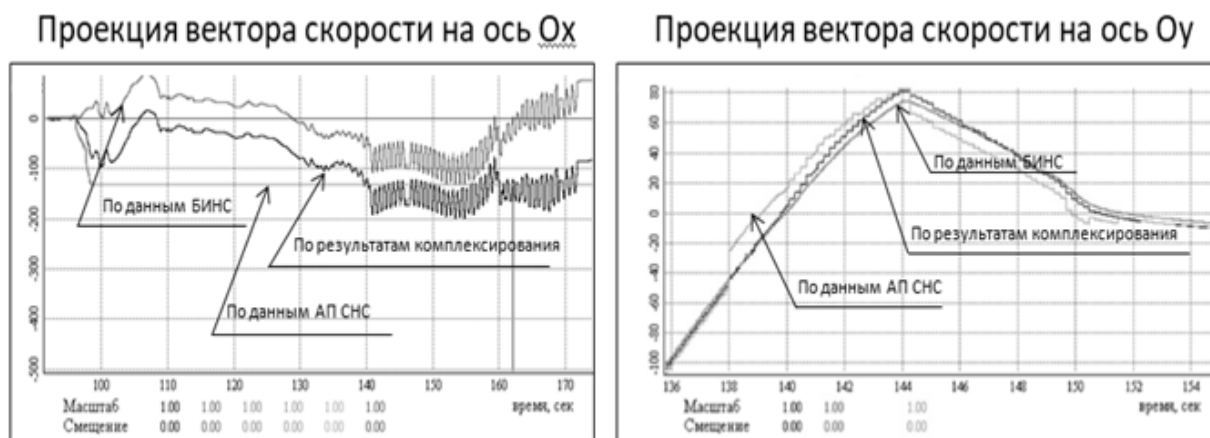


Рисунок 4 – Примеры нештатной работы АП СНС

Из рисунка 4 видно, что при поступлении в обработку сбойных данных АП СНС без снятия признака достоверности, кроме недостоверной информации в системе управления можно нарушить контур стабилизации.

На рисунках 5, 6 представлены результаты моделирования работы алгоритма контроля с использованием временных рядов при различных типах сбоев. Там представлены невязки ФК, ее спрогнозированные значения и допустимые интервалы, которые формируются путем прибавления и вычитания вероятностных пределов из прогнозных значений.



Рисунок 5 – Результаты моделирования с «залипанием» в высотном канале

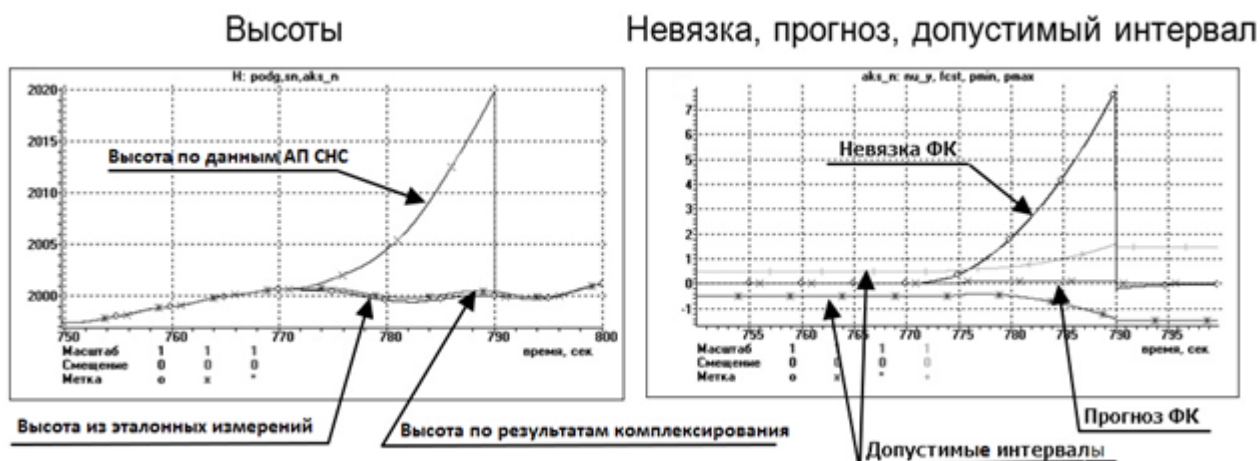


Рисунок 6 – Результаты моделирования с уводом сигнала в высотном канале

На рисунках 5-6 приведены результаты моделирования «залипания» и уводящего сигнала нелинейного характера. Значения невязки быстро выходят за пределы допустимых значений, сбой надежно идентифицируется и исключается из обработки, алгоритм комплексирования функционирует в режиме пролонгации. По окончании выдачи АП СНС сбойных данных невязка ФК входит в допусковой интервал и алгоритм выходит из режима пролонгации, начинает заново формироваться ряд из невязок.

Для проверки функциональности сбоезащиты, в условиях приближенных к реальным, приведем обработку алгоритма контроля по нормированной невязке на комплексе имитационного моделирования[22]. В его состав входят реальные измерительные устройства: АП СНС, имитатор спутниковых сигналов ИМ-2(ФБМИ.464928.003 РЭ), система навигации и автоматического управления, включающая в себя БЦВС и блок из 3 гироскопов и 3 акселерометров.

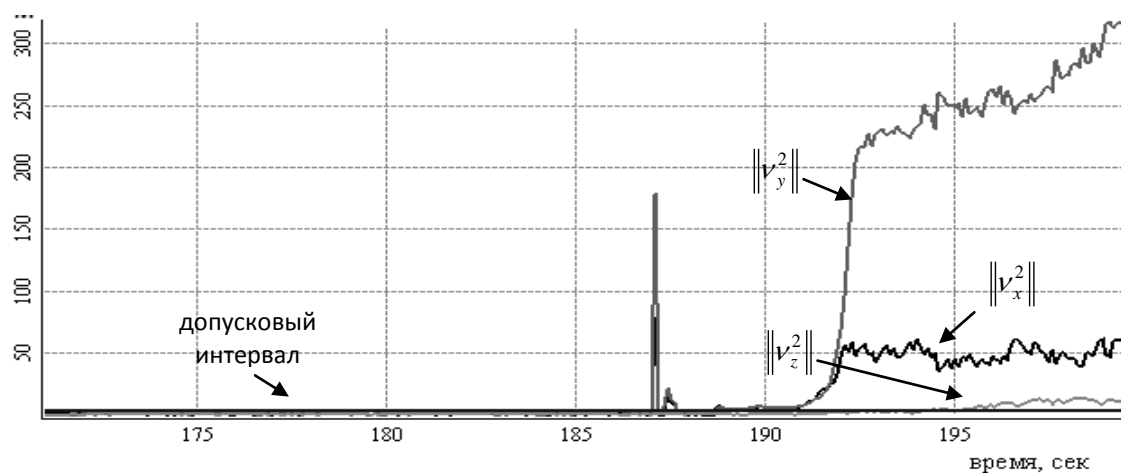


Рисунок 7 – Квадраты нормированных невязок: на ось X ( $\|v_x^2\|$ ), на ось Y ( $\|v_y^2\|$ )

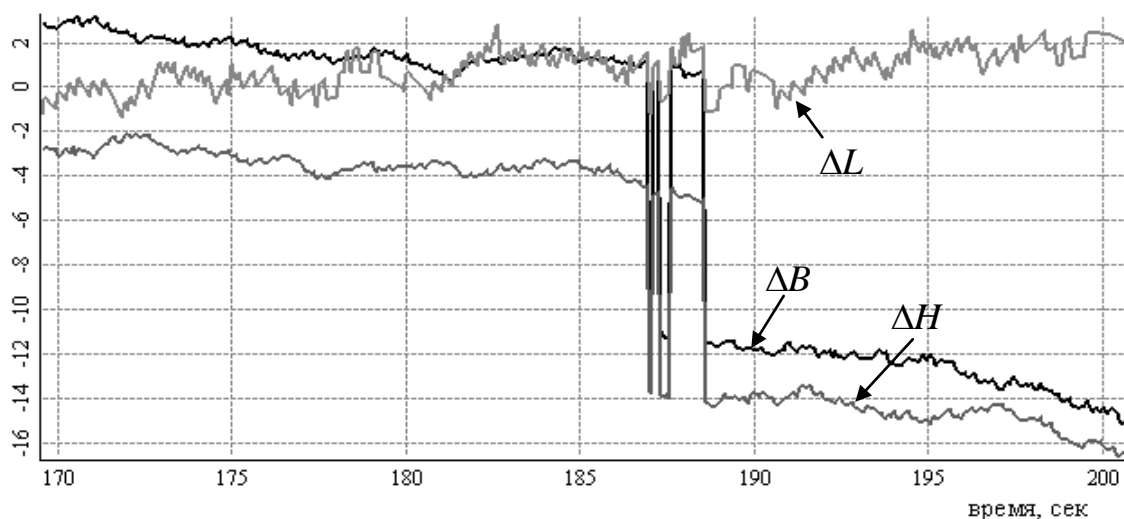


Рисунок 8 – Рассогласование по координатам АП СНС и модуля эталонных измерений: по широте ( $\Delta B$ ), по долготе ( $\Delta L$ ), по высоте ( $\Delta H$ )

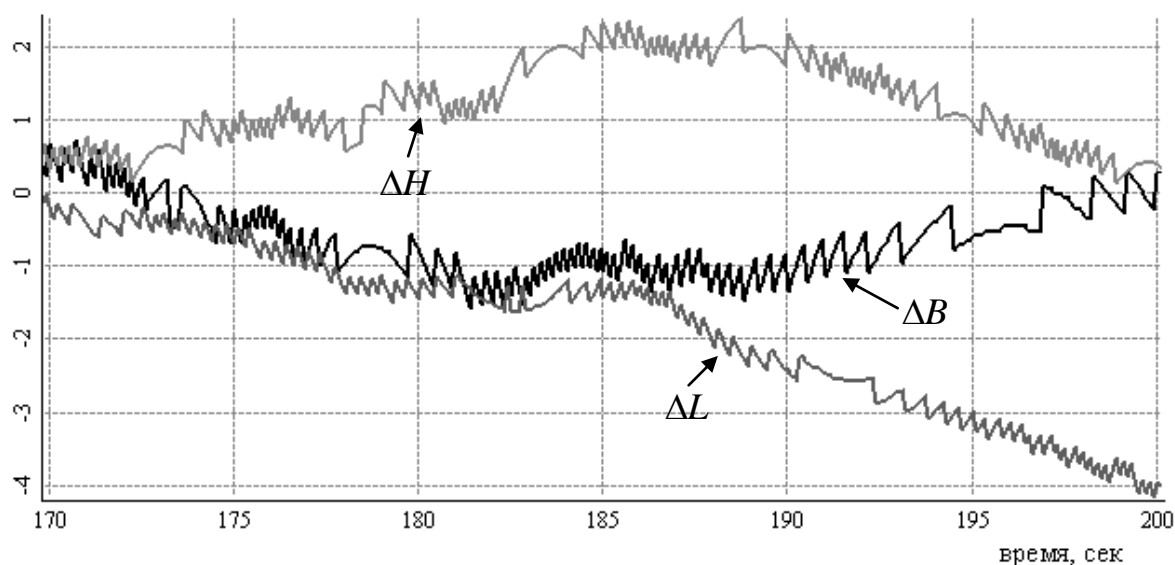


Рисунок 9 - Рассогласование по координатам алгоритма комплексирования и модуля эталонных измерений: по широте ( $\Delta B$ ), по долготе ( $\Delta L$ ), по высоте ( $\Delta H$ )

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

### Заключение

Реализованные адаптивно-робастные алгоритмы, построенные на принципах контроля нормированной невязки и анализа временных рядов, позволяют своевременно локализовывать и парировать аномальные навигационные определения, за счет чего достигается повышение точности и информационной надежности бесплатформенной ИСНС. Расчет радиусов неопределенности снижает возможность ошибочного определения местоположения после информационного мрака. Испытания алгоритма комплексирования с разработанным блоком контроля на цифровом математическом комплексе и комплексе имитационного

моделирования подтвердили его работоспособность и функционирование в соответствии с заложенной логикой, как при математическом моделировании, так и при работе с реальными измерительными устройствами.

### Библиографический список

1. Абукраа А.С., Вилькоцкий М.А., Лыньков Л.М. Влияние на помехоустойчивость и точность абонентских приемников спутниковых навигаторов близкорасположенных экранов с учетом условий распространения радиоволн на реальной местности // Доклады БГУИР. 2017. № 3 (105). С. 85 - 92.
2. Кореванов С.В., Казин В.В. Анализ проблем эксплуатации навигационных систем беспилотных летательных аппаратов на высоких широтах // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 201. С. 31 - 34.
3. Мухортов В.В., Королев И.Д., Шкуринский С.В. Защита систем спутниковой навигации от внешних программно-аппаратных воздействий // LV Международная научно-практическая конференция «Инновации в науке». (Новосибирск, 30 марта 2016). Сборник статей. - Новосибирск: СибАК, 2016. № 3(52). Ч.II. С. 102 - 108.
4. Филиппов А.А., Бажин Д.А., Хлобыстов А.Н. Повышение эффективности управления беспилотного летательного аппарата в условиях помех // Информационно-управляющие системы. 2014. № 6. С. 45 - 50.
5. Осипов А.С. Военно-техническая подготовка. Военно-технические основы построения средств и комплексов РЭП. – Красноярск: Сибирский федеральный университет, 2013. – 344 с.



6. Psiaki M.L., Humphreus T.E. Protecting GPS From Spoofers Is Critical to the Future of Navigation // IEEE Spectrum. Telecommunication. Security, 29 July 2016, available at: <https://spectrum.ieee.org/telecom/security/protecting-gps-from-spoofers-is-critical-to-the-future-of-navigation>.
7. Дворников С.В., Духовницкий О.Г. Оценка помехозащищенности профессионального радионавигационного оборудования системы ГЛОНАСС // Информация и космос. 2015. № 4. С. 73 - 77.
8. Тяпкин В.Н., Дмитриев Д.Д., Мошкина Т.Г. Потенциальная помехоустойчивость навигационной аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2012. №3 (43). С. 113 - 119.
9. Антонов Д.А., Жарков М.В., Кузнецов И.М., Чернодубов А.Ю. Методы повышения точности и помехозащищенности навигационного обеспечения транспортного средства // Труды МАИ. № 90. 2016. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74758>
10. Богданов М.Б., Прохорцов А.В., Савельев В.В. Способ борьбы с помехами СНС // Известия ТулГУ. Технические науки. 2013. № 1. С. 292 - 298.
11. Востриков О.В. Обоснование облика навигационной системы ударного беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2011. № 48. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26757>

12. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Введение в теорию оценивания. - СПб.: Электроприбор, 2009. Ч. 1. – 496 с.
13. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. - М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
14. Кузовков Н.Т., Салычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. - М.: Машиностроение, 1982. – 216 с.
15. 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.
16. Дмитриев С.П., Колесов Н.В., Осипов А.В. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. – СПб.: Электроприбор, 2004. – 208 с.
17. Грошев А.В., Фролова О.А. Помехоустойчивый адаптивно-робастный алгоритм контроля данных в комплексной инерциально-спутниковой навигационной системе // Управление большими системами. 2018. № 74. С. 63 - 80.
18. Бухалёв В.А., Болдинов В.А. Фильтрация сигналов при низкочастотных помехах в измерительно-информационных системах беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87283>
19. Лонер Р.Л., Уилкинсон Г.Н. Устойчивые статистические методы оценки данных. - М.: Машиностроение, 1984. - 232 с.

20. 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 (Санкт-Петербург, 15-18 марта 2016). – СПб.: Электроприбор, 2016. – 691 с.
21. Бокс Дж. Дженкинс Г. Анализ временных рядов. Прогноз и управление.- М.: «Мир», 1974. Кн.1 - 406 с. Кн. 2 - 197 с.
22. Макаров И.В. Имитационное моделирование полета комплекса беспилотного летательного аппарата // Сибирский журнал науки и технологий. 2010. № 6 (32). С. 78 - 82.

*Статья поступила в редакцию 06.12.2018*