

Научная статья

УДК 004.942

DOI: [10.34759/trd-2023-131-20](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-20)

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ БОРТОВЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ

Антон Александрович Сенцов^{1✉}, Вадим Александрович Коротков²,

Сергей Александрович Иванов³, Елена Леонидовна Турнецкая⁴

^{1,4}Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург, Россия

²Публичное акционерное общество «Центральное научно-производственное объединение «Ленинец», Санкт-Петербург, Россия

³Санкт-Петербургский государственный экономический университет, Санкт-Петербург, Россия

¹toxx@list.ru✉

²korotkovva@npo-lininetz.ru

³kabalustuk@mail.ru

⁴turnetskaya-el@ranepa.ru

Аннотация. Современная тенденция разработки радиолокационных станций с высокой разрешающей способностью включает в себя размещение инерциальных измерительных датчиков IMU (Inertial Measurement Unit) на антенне или в непосредственной близости от фазового центра антенны. Одной из основных задач, решаемых с использованием инерциального датчика, является компенсация

траекторных флуктуаций в режиме решения задачи синтезирования радиолокационного изображения. Представлена программная модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы, применяемой для радиолокационных станций, располагаемых на объектах-носителях. Рассмотрена задача разработки математической модели входных воздействий бесплатформенной инерциальной навигационной системы, связанная с решением обратной навигационной задачи. В результате решения навигационной задачи получены математические зависимости для вычисления на текущем шаге координат вектора скорости (его соответствующих проекций) и углов ориентации носителя. Для отработки приведённого метода калибровки была разработана математическая модель, имитирующая установку ортогонального корпуса в любое из 24-х положений с последующим формированием выходных сигналов датчика. Представлены результаты работы с инерциальным измерительным блоком в составе отладочного комплекса, которые позволяют сделать вывод о том, что точность решения задачи выставки БИНС чувствительна к выбору параметров инерциального измерительного блока. Полученные результаты по калибровке датчика показали высокую повторяемость для разных условий экспериментов в лабораторных условиях, особенно в оценке параметров акселерометров.

Ключевые слова: радиолокационная станция, инерциальный датчик, спутниковая навигационная система, инерциальный измерительный блок

Для цитирования: Сенцов А.А., Коротков В.А., Иванов С.А., Турнецкая Е.Л. Математическое моделирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы для бортовых радиолокационных станций // Труды МАИ. 2023. № 131. DOI:

Original article

MATHEMATICAL MODELING OF A FREE FORM INERTIAL NAIGATION SYSTEM FOR AIRBORNE RADAR STATIONS

Anton A. Sentsov^{1✉}, **Vadim A. Korotkov**², **Sergey A. Ivanov**³, **Elena L. Turnetskaya**⁴

^{1,4}Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg, Russia

²Public Joint Stock Company «Central Research and Production Association «Leninets»,
Saint Petersburg, Russia

³Saint Petersburg State University of Economics, Saint Petersburg, Russia

¹toxx@list.ru✉

²korotkovva@npo-lininetz.ru

³kabalustuk@mail.ru

⁴turnetskaya-el@ranepa.ru

Abstract. The up-to-date trend in the high-resolution radar stations development includes the inertial measurement units (IMU) placing on the antenna or in close proximity to the antenna phase center. One of the main tasks solved with the inertial sensor is the trajectory fluctuations compensation in the mode of a radar image synthesizing problem solving. The article presents a software model of a strapdown inertial navigation system employed for mobile radar stations placed on the carrier-objects. The authors considered the problem of mathematical model developing of a strapdown inertial navigation system input impacts associated with the of the inverse navigation problem solution. Mathematical dependencies for coordinates computing of the velocity vector (its corresponding projections) and orientation angles of the carrier were obtained as the result of the navigation problem

solution. Mathematical model imitating the orthogonal case setting to any of the 24 positions with successive sensor signals forming was developed for the said calibration method workout. The article presents the results of work with the inertial measurement unit as a part of the set-up complex, which allow drawing an inference on the fact that accuracy of the problem solution on the strapdown inertial navigation system setting is sensitive to parameters selection of the measurement unit. The obtained results on the sensor calibration demonstrated high repeating accuracy for various conditions of the experiments in laboratory conditions, especially in accelerometers parameters evaluation.

Keywords: radar station, inertial sensor, satellite navigation system, inertial measuring unit

For citation: Sentsov A.A., Korotkov V.A., Ivanov S.A., Turnetskaya E.L. Mathematical modeling of a free form inertial navigation system for airborne radar stations. *Trudy MAI*. 2023, no. 131. DOI: [10.34759/trd-2023-131-20](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-20)

Современная тенденция разработки радиолокационных станций (РЛС) с высокой разрешающей способностью включает в себя размещение инерциальных измерительных датчиков IMU (Inertial Measurement Unit) на антенне или в непосредственной близости от фазового центра антенны. Это стало возможным в результате совершенствования технологий производства высокоточных и малогабаритных инерциальных датчиков, а также широкого применения бесплатформенных инерциальных систем (БИНС) в широком спектре приложений.

Одной из основных задач, решаемых с использованием инерциального датчика, является компенсация траекторных флуктуаций в режиме решения задачи синтезирования радиолокационного изображения (РЛИ). Это требует решения задачи

навигации в полном объёме для обеспечения стабилизации и управления лучом антенны в горизонтированной системе координат с выдачей управляющих сигналов в системе координат устройства крепления антенны (контейнера).

Для повышения точности собственного позиционирования и определения координат объектов, обнаруживаемых при помощи мобильной РЛС, наряду с применением специализированных алгоритмов обработки данных [1-4] целесообразно включить в состав изделия бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС). До выхода на этап натурных экспериментов требуется выполнить математическое моделирование, включающее разработку основного алгоритма и вспомогательной модели входных сигналов датчиков (ускорений и угловой скорости), что представляет собой решение обратной навигационной задачи. Точность решения при этом должна быть на порядок выше решения прямой навигационной задачи, так как эти сигналы являются входными для алгоритма модели БИНС.

Задачи имитационного моделирования и стендовой отработки требуют значительного внимания на этапах проектирования и производства бортовых радиоэлектронных комплексов, так как позволяют сократить финансовые и временные затраты [5-7]. Структурная схема математического обеспечения вычислителя в обобщённом виде представлена на рис. 1. Основным является блок решения навигационной задачи, который предусматривает построение БИНС.

Остальные блоки, так или иначе связаны с решением задачи коррекции БИНС от спутниковой навигационной системы (СНС) и других источников информации и

построением фильтра Калмана [8, 9]. Математическое описание приведено на рисунке 1.

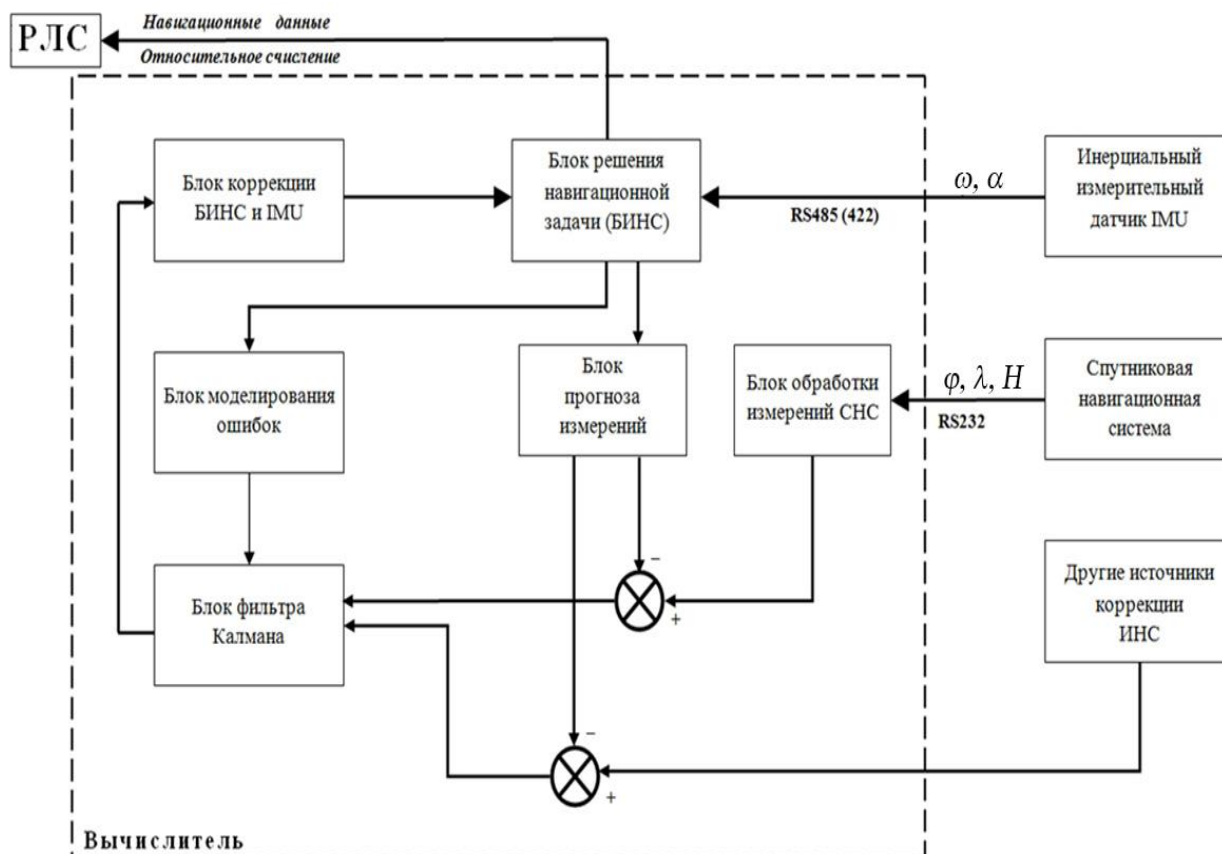


Рисунок 1 - Обобщенная структурная схема математического обеспечения

ВЫЧИСЛИТЕЛЯ

Таким образом, требуется найти алгоритм, связанный с точным аналитическим решением навигационной задачи, то есть с расчетом необходимых параметров микронавигационной системы (МНС) – как траекторных параметров, так и ускорений и угловых скоростей датчиков БИНС для текущего момента времени. Данные от датчика поступают с частотой 1 кГц, объемом 32 байта и требуют обработки в режиме реального времени.

Рассмотрим математическую модель входных воздействий на датчики БИНС.

Датчики угловой скорости и акселерометры измеряют входные воздействия в инерциальной системе координат (I). Рассмотрим датчик угловой скорости.

Ориентация твердого тела в пространстве описывается известным кинематическим уравнением (1):

$$\dot{C}_{BI} = C_{BI} \cdot \hat{\omega}_B, \quad (1)$$

где C_{BI} - матрица ориентации БИНС в инерциальном пространстве;

ω_B - вектор угловой скорости БИНС на оси связанной системы координат (B),

$$\hat{\omega}_B = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix}.$$

Имея аналитическую модель движения носителя РЛС и его ориентации со всеми производными, могут быть вычислены матрицы C_{BI} , \dot{C}_{BI} и ω_B . Для решения уравнения (1) воспользуемся теорией, предложенной в работе [10], которая оказала существенное влияние на порядок решения задач ориентации бесплатформенных инерциальных систем. Каждой матрице C ставится в соответствие вектор вращения (ориентации) в соответствии с формулой (2):

$$C = I + \frac{\sin \varphi}{\varphi} \hat{\bar{\varphi}} + \frac{1 - \cos \varphi}{\varphi^2} \cdot (\hat{\bar{\varphi}})^2, \quad (2)$$

где $\bar{\varphi}$ – вектор ориентации и его модуль $\varphi = |\bar{\varphi}|$;

$\hat{\bar{\varphi}}$ – кососимметричная матрица типа $\hat{\omega}_B$.

Решение задачи вычисления ускорений, измеряемых датчиками БИНС, связано с навигационным уравнением (3):

$$\dot{V}_I = a_B + g_i, \quad (3)$$

где V_i – вектор скорости БИНС в инерциальном пространстве;

g_i – поле тяготения Земли;

a_i – вектор ускорения, измеряемый в связанной системе координат ($X_B Y_B Z_B$).

Алгоритмы разрабатываемой модели должны обеспечивать решение навигационных задач в полном объеме без имитации рабочих алгоритмов БИНС для реализации на спецвычислителях [11, 12]. Задача навигации сводится к решению уравнений (1) и (3). Для этого требуется их проинтегрировать.

В соответствии с классической теорией навигации, указанные уравнения записываются в навигационной (платформенной) системе координат ($X_N Y_N Z_N$). Следовательно, для решения задачи ориентации, перепишем уравнение (1) в виде (4):

$$\dot{C}_{BI} = C_{BI} \cdot \hat{\omega} - \hat{\omega}_N \cdot C_{BI}, \quad (4)$$

где C_{BN} – матрица ориентации БИНС относительно осей навигационной системы координат;

ω_N – угловая скорость навигационной системы координат;

$$\omega_N = \omega_{IE} + \omega_{EN};$$

ω_{IE} – угловая скорость Земли;

ω_{EN} – угловая скорость навигационной системы координат относительно Земли.

Навигационная система координат задается поворотом осей географического трехгранника платформы на некоторый угол δ (азимут) относительно вертикальной оси. В этом случае угловые скорости ω_{IE} и ω_{EN} определяются для платформы, свободной в азимуте относительно Земли, следующим образом (5):

$$\omega_{IE} = u \begin{vmatrix} \cos \varphi \sin \delta \\ \cos \varphi \cos \delta \\ \sin \varphi \end{vmatrix}; \omega_{EN} = \begin{vmatrix} \dot{\lambda} \cos \varphi \sin \delta - \dot{\varphi} \cos \delta \\ \dot{\lambda} \cos \varphi \cos \delta + \dot{\varphi} \sin \delta \\ 0 \end{vmatrix}; \dot{\lambda} = \frac{V_E}{r_2} \cdot \frac{1}{\cos \varphi}, \dot{\varphi} = \frac{V_N}{r_3}, \quad (5)$$

и связь скоростей в осях географического трехгранника платформы определяется как

$$V^N = C_{NG}^T V, \quad (6)$$

где

$$C_{NG}^T = \begin{vmatrix} \cos \delta & 0 & \sin \delta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \delta & 0 & \cos \delta \end{vmatrix}; V = \begin{vmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{vmatrix}; V^N = \begin{vmatrix} V_1^N \\ V_2^N \\ V_3^N \end{vmatrix}.$$

Можно показать, что ω_{EN} вычисляется через скорости в осях платформы, следующим образом:

$$\omega_{EN} = \begin{vmatrix} k_s V_1^N - k_\eta V_2^N \\ k_\xi V_1^N - k_s V_2^N \\ 0 \end{vmatrix}, \quad (7)$$

где $k_\xi = k_2 \cos^2 \delta + k_3 \sin^2 \delta$;

$k_\eta = k_2 \sin^2 \delta + k_3 \cos^2 \delta$;

$k_s = (k_2 - k_3) \cdot \sin \delta \cos \delta$;

$k_2 = \frac{1}{r_2}, \quad k_3 = \frac{1}{r_3}.$

Далее, после определения угловых скоростей уравнения (4), можно приступить к интегрированию с шагом $\tau = t_m - t_{m-1}$. Преобразование матрицы C_{BN} на одном шаге интегрирования можно записать, в следующем виде (8,9,10):

$$C_{BNm} = C_{N\tau} \cdot C_{BNm-1} \cdot C_{B\tau}, \quad (8)$$

$$C_{B\tau} = I + \frac{\sin \varphi_{IB}}{\varphi_{IB}} \cdot \bar{\varphi}_{IB} + \frac{1 - \cos \hat{\varphi}_{IB}}{\varphi_{IB}^2} \cdot (\hat{\varphi}_{IB})^2, \quad (9)$$

$$C_{N\tau} = I + \frac{\sin \varphi_{IN}}{\varphi_{IN}} \cdot \hat{\varphi}_{IN} + \frac{1 - \cos \varphi_{IN}}{\varphi_{IN}^2} \cdot (\hat{\varphi}_{IN})^2, \quad (10)$$

где $C_{B\tau}$ – матрица конечного поворота БИНС в инерциальном пространстве за шаг интегрирования и $\bar{\varphi}_{IB}$ – соответствующий ей вектор поворота;

$C_{N\tau}$ – матрица конечного поворота платформы в инерциальном пространстве за шаг интегрирования и φ_{IN} – соответствующий ей вектор поворота.

Для моделирования шаг интегрирования выбирается таким, чтобы изменение вектора поворота в инерциальном пространстве (его ориентации, а не величины угла поворота) можно было считать неизменным. Это позволяет применять более простые методы интегрирования, а именно:

$$\begin{aligned} \varphi_{IBm} &= 0,5 \cdot (\omega_{Bm-1} + \omega_{Bm}) \cdot \tau \\ \varphi_{INm} &= -0,5 \cdot (3\omega_{Nm-1} + \omega_{Nm-2}) \cdot \tau. \end{aligned}$$

Для получения угловых координат в осях географического трехгранника необходимо вычислить матрицу ориентации платформы относительно Земли:

$$C_{NEm} = C_{NEm-1} \cdot C_{NE\tau}, \quad (11)$$

где $C_{NE} = C_{GE} \cdot C_{NG}$.

Из матрицы C_{NE} определяются углы ориентации:

$$\varphi = \arctg\left(\frac{C_{12}}{\sqrt{C_{22}^2 + C_{32}^2}}\right); \quad \lambda = \arctg\left(\frac{C_{32}}{C_{32}}\right); \quad \delta = \arctg\left(\frac{C_{13}}{C_{11}}\right) \quad (12)$$

и матрица $C_{BG} = C_{GN}^T \cdot C_{BN}$.

Таким образом, получим углы ориентации (курс, крен, тангаж) носителя РЛС в пространстве:

$$\psi = \arctg\left(\frac{C_{31}}{C_{11}}\right); \quad \nu = \arctg\left(\frac{C_{21}}{\sqrt{C_{11}^2 + C_{31}^2}}\right); \quad \gamma = -\arctg\left(\frac{C_{23}}{C_{22}}\right) \quad (13)$$

Для решения задачи вычисления скоростей спроецируем уравнение (3) на оси навигационной системы координат и с учетом преобразований, которые делались ранее, получим уравнение (14):

$$\dot{V}^N = C_{BN} a_B - (2\omega_{IE} + \omega_{EN}) \times V^N + \bar{g}. \quad (14)$$

Введем обозначения

$$\begin{aligned} \dot{V}_{g/cor}^N &= -(2\omega_{IE} + \omega_{EN}) \times V^N + \bar{g}; \\ \dot{V}_{BN}^N &= C_{BN} a_B; \\ V_{BN}^N &= 0,5 \cdot (\dot{V}_{BNm-1}^N + \dot{V}_{BNm}^N) \cdot \tau; \\ V_{g/corm}^N &= 0,5 \cdot (3\dot{V}_{g/corm-1}^N + \dot{V}_{g/corm-2}^N) \cdot \tau; \\ V_m^N &= V_{m-1}^N + V_{BNm}^N + V_{g/corm}^N. \end{aligned}$$

Перейдя в географический трехгранник платформы, получаем проекции скорости и высоту, соответствующие текущему моменту времени:

$$V = C_{NG}^T \cdot V_m^N, \quad H_m = H_{m-1} + 0,5 \cdot (V_{H_{m-1}} + V_{H_m}) \cdot \tau, \quad (15)$$

где $V = \begin{vmatrix} V_E \\ V_N \\ V_H \end{vmatrix}$ – вектор скорости (восточная, северная и вертикальная составляющие);

H – высота, вычисляемая из параметров на предыдущем шаге.

Таким образом, в результате решения навигационной задачи получены математические зависимости для вычисления на текущем шаге координат вектора скорости (его соответствующих проекций) и углов ориентации носителя мобильной РЛС. Дополнительно могут быть получены данные о результатах интегрирования скоростей в навигационной системе координат и угол платформы гиринерциальной системы.

Рассмотрим результаты работы с реальным датчиком в составе отладочного комплекса по анализу выходных измерений датчика, их калибровки и решению задачи выставки БИНС. Задачи калибровки и выставки очень тесно связаны между собой. Если известно угловое положение датчика в пространстве, то решается задача калибровки и, наоборот, при известных параметрах калибровки может решаться задача выставки с учетом шумов измерений.

Традиционно задача калибровки решается с использованием высокоточного оборудования. В лабораторных условиях предложен оригинальный способ, основанный на использовании ортогонального корпуса, позволяющего менять угловую ориентацию датчика на 90° и, соответственно, на 180° для решения задачи калибровки.

Для решения задач выставки и навигации рассмотрим систему координат датчика и её привязку к системе координат объекта, на который датчик устанавливается. В описании датчика предложена приборная система координат $(X_{пр} Y_{пр} Z_{пр})$, её оси нанесены на поверхность корпуса. После получения первых экспериментальных записей от датчика при разных положениях корпуса было

установлено, что оси гироскопов (FOG_X, FOG_Y, FOG_Z) совпадают с осями приборной системы координат, а оси акселерометров (ACC_X, ACC_Y, ACC_Z) направлены в стороны, противоположные осям приборной системы координат. Кроме того, рассмотрение конструкторской документации выявило смещение оси вертикального акселерометра (ACC_X) относительно точки пересечения осей горизонтальных акселерометров. Датчик устанавливается на объект в горизонтальном положении и с ориентацией приборной оси $Z_{пр}$ по направлению продольной оси носителя РЛС. Связь систем координат датчика ($X_{пр}Y_{пр}Z_{пр}$) и носителя РЛС ($X_B Y_B Z_B$) приведены на рисунке 2.

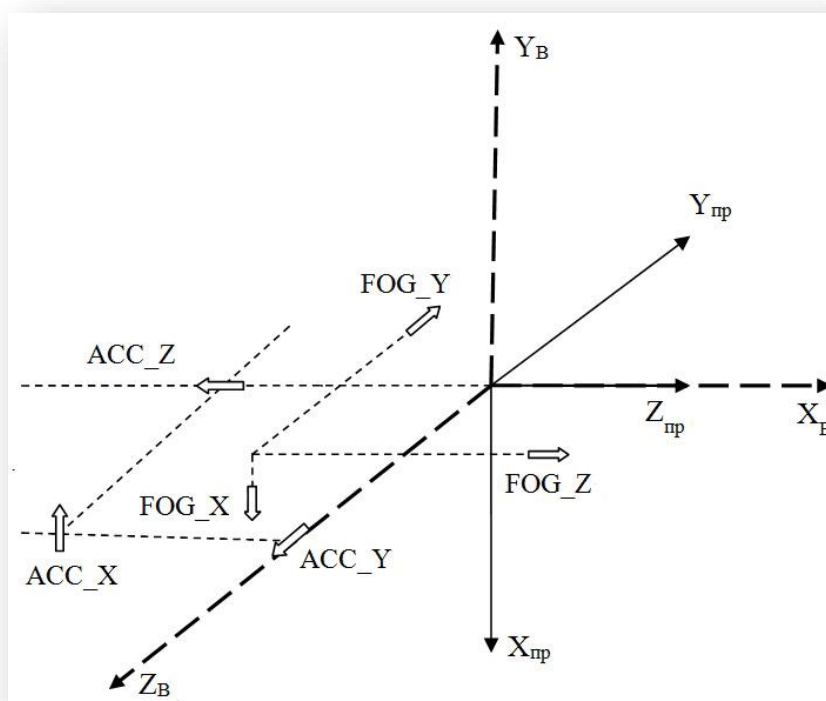


Рисунок 2 - Связь системы координат датчика и носителя РЛС.

Система координат носителя РЛС ($X_B Y_B Z_B$) используется при построении программной модели БИНС. Для согласования измерений с данной системой

координат необходимо на выходе датчика предусмотреть следующие преобразования:

для акселерометров

$$a_x = -ACC_Z, a_y = ACC_X, a_z = ACC_Y;$$

для гироскопов

$$\omega_x = FOG_Z, \omega_y = -FOG_X, \omega_z = -FOG_Y.$$

Детальное рассмотрение конструкторской документации датчика позволило произвести уточнённое расположение акселерометров относительно начала координат, как приборной, так и носителя РЛС.

Приведём данные в системе координат носителя РЛС ($X_B Y_B Z_B$) со смещением в плоскость акселерометров (a_x, a_z). Эти данные потребуются при решении задачи навигации:

$$ACC_X: x = -27,97 \text{ мм}; y = -5,55 \text{ м}; z = 29,75 \text{ мм};$$

$$ACC_Y: x = 6,03 \text{ мм}; y = 0,0 \text{ м}; z = 21,58 \text{ мм};$$

$$ACC_Z: x = -19,63 \text{ мм}; y = 0,0 \text{ мм}; z = -4,31 \text{ мм}.$$

Представим выходные измерения датчика и характеристики их шумов.

Графическое отображение измерений гироскопов (FOG_X, FOG_Y, FOG_Z), акселерометров (ACC_Y, ACC_Z) и (ACC_X) на интервале в 10 секунд представлено, соответственно, на рисунках 3 - 5.

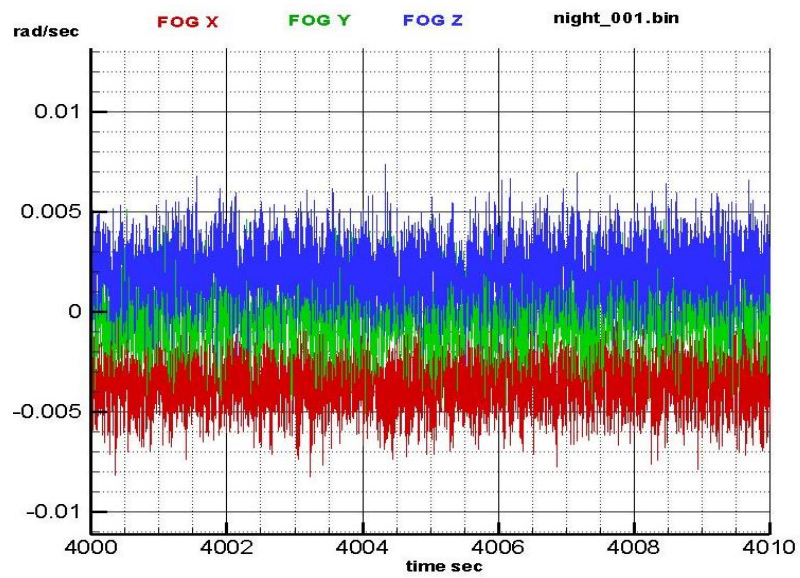


Рисунок 3 - Соотношение углового положения датчика по 3-м осям.

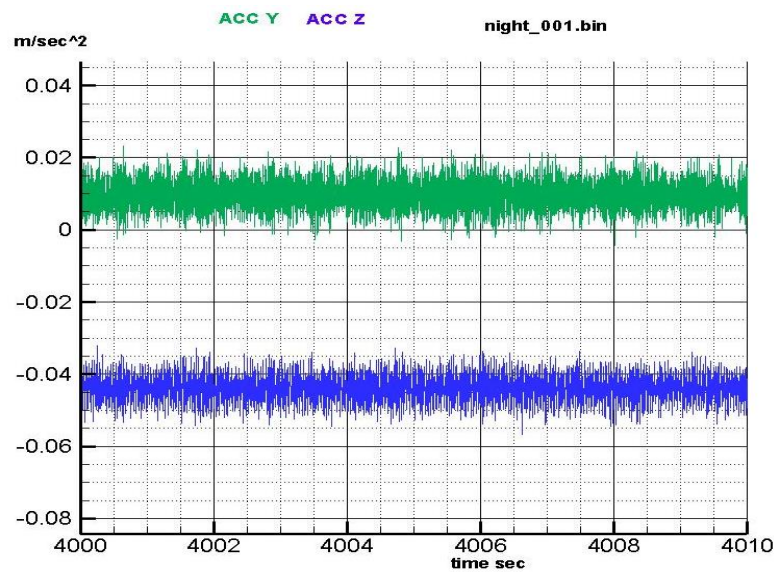


Рисунок 4 - График изменения ускорения по осям Y и Z.

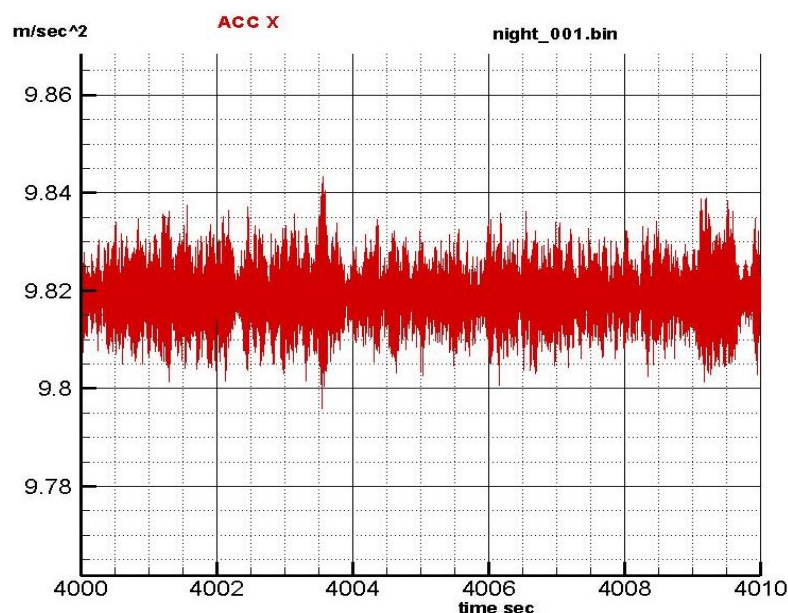


Рисунок 5 - График изменения ускорения по оси X.

При наличии спутниковой навигационной системы начальные координаты местоположения (φ, λ, H) считаются известными. Задача калибровки решается с использованием высокоточного стендового оборудования, позволяющего определять угловое положение датчика как в стационарных условиях, так и при заданном движении. При отсутствии высокоточного оборудования эта задача решается в стационарных (лабораторных) условиях выбором методики, позволяющей компенсировать неточность определения углов.

На записях, представленных на рисунках 3-5, можно определить уровень шумов измерений. Полученные оценки среднеквадратических отклонений по гироскопам находятся в диапазоне 0,001 - 0,0016 град/с, а по акселерометрам – в диапазоне 0,0025 - 0,0035 м/сек². Следует отметить, что во всех записях имеются шумовые выбросы, задача их сглаживания и компенсации требует решения, то есть добавление фильтра выходных измерений датчика.

В процессе обработки измерений сначала решается задача выставки и, принимая априорное нахождение датчика в горизонтальном положении, одновременно выполняется оценка смещения нулей акселерометров, то есть задача калибровки датчика. В процессе работы с реальными записями накоплены предварительные результаты по оценке параметров датчика. Поэтому для повышения точности решения задачи выставки используем калибровочный файл со следующими параметрами:

$$\Delta a_x = 0,044248, \Delta a_y = -0,000294, \Delta a_z = 0,009820,$$

$$\Delta \omega_x = -0,52034, \Delta \omega_y = -0,213434, \Delta \omega_z = 0,007713,$$

$$\psi = -0,301308^{\circ}, \vartheta = -0,000941^{\circ}, \Upsilon = 0,000091^{\circ},$$

где $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$ - смещение нулей акселерометров;

$\Delta \omega_x, \Delta \omega_y, \Delta \omega_z$ - смещение нулей гироскопов;

$\psi, \vartheta, \Upsilon$ – курс, тангаж и крен соответственно.

Результат решения задачи выставки получен после стабилизации курсового угла с точностью до 0,0001 рад. в течении 150 сек и представлен на рисунке 6.

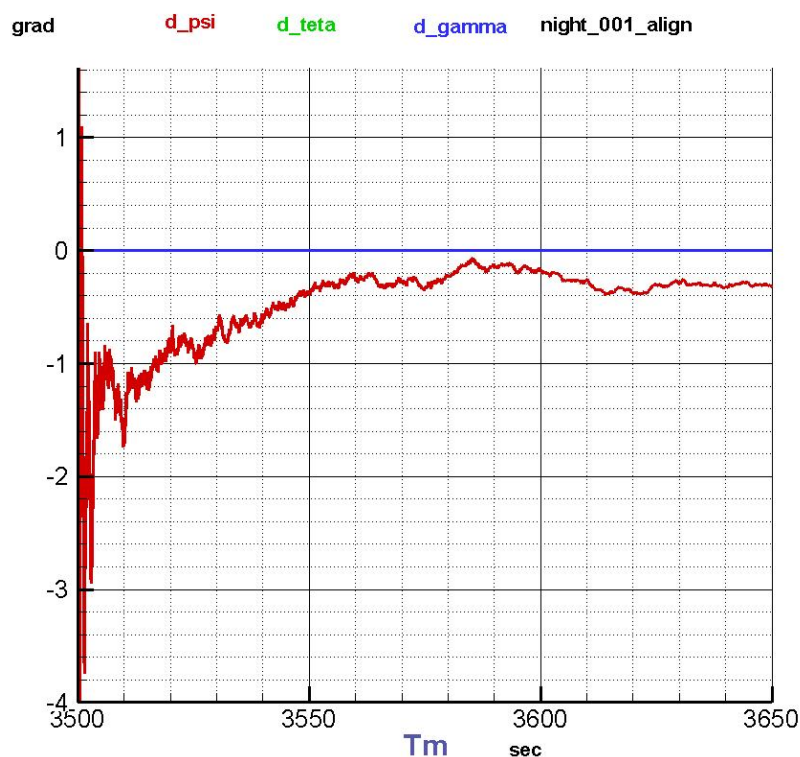


Рисунок 6 – Результат решения задачи выставки

Уточнённые смещения нулей акселерометров составляют:

$$\Delta a_x = 0,044087, \Delta a_y = -0,000271, \Delta a_z = 0,009804.$$

Повторное решение задачи выставки дает результаты:

$$\psi = -0,301508^0, \vartheta = -0,000001^0, \Upsilon = 0,000003^0.$$

Далее, имея результаты выставки, т.е. углы ориентации датчика решается обратная задача (условное название «самокалибровка») со следующим результатом:

$$\Delta a_x = 0,044248, \Delta a_y = -0,000294, \Delta a_s = 0,009820,$$

$$\Delta \omega_x = -0,52034, \Delta \omega_y = -0,213434, \Delta \omega_z = 0,007713.$$

Результаты решения задачи навигации (оценка углов, скоростей и координат) по результатам итоговой выставки и итоговой калибровки в течении 50 мин представлены на рисунках 7, 8 и 9 соответственно.

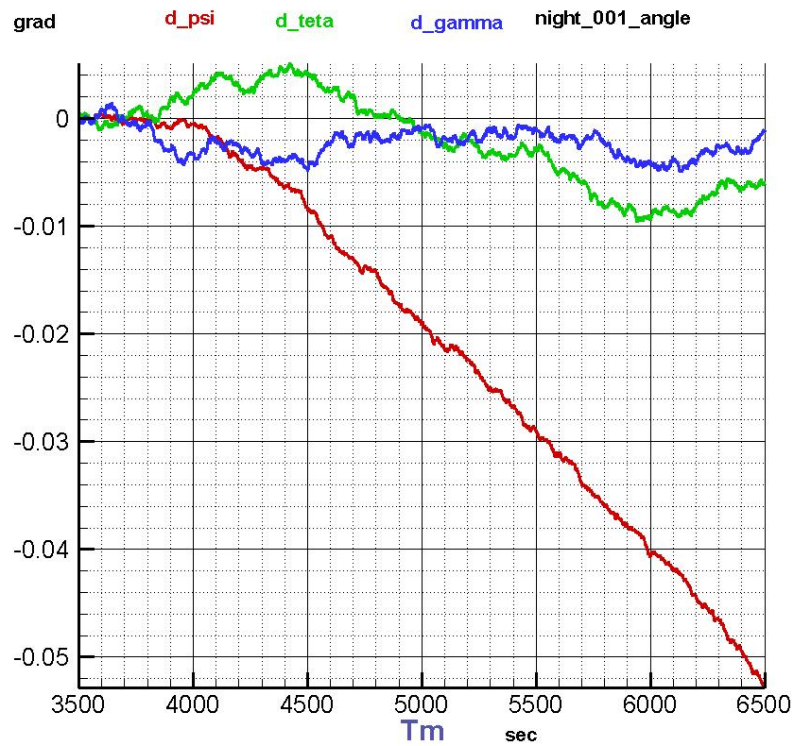


Рисунок 7 - Результаты решения задачи навигации по оценке углов

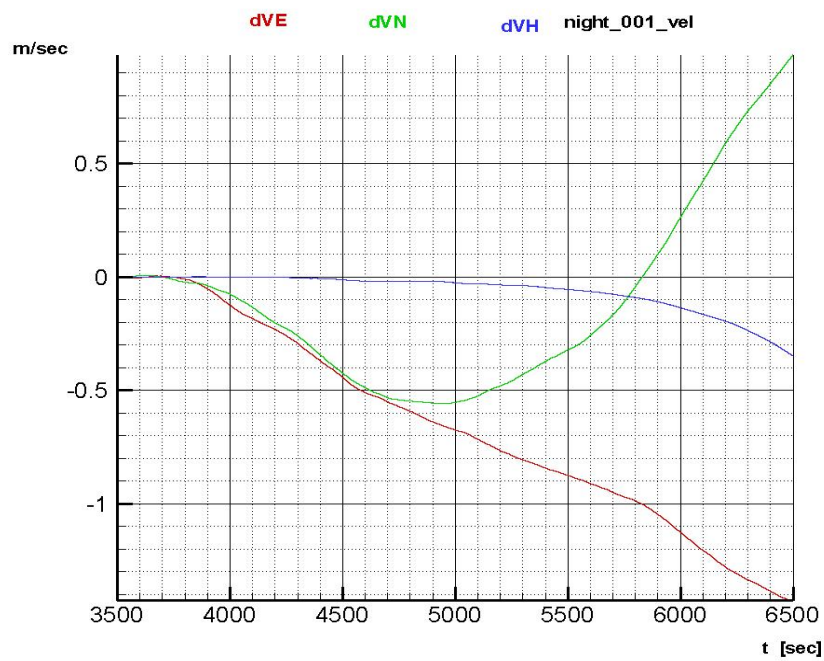


Рисунок 8 - Результаты решения задачи навигации по оценке скоростей

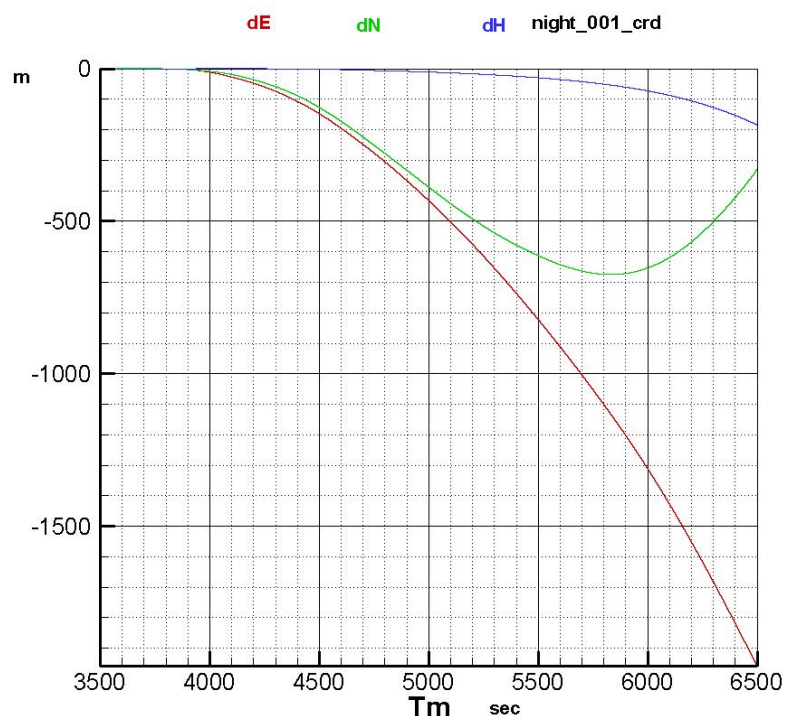


Рисунок 9 - Результаты решения задачи навигации по оценке координат

По результатам решения задачи ориентации ошибка по курсу составила $0,05^\circ$, по остальным углам ошибка в пределах $0,01^\circ$. При оценке скорости максимальная ошибка получена по восточной составляющей скорости $0,05 \text{ м/сек}^2$ и, соответственно, уход в боковой плоскости по координате составил $\sim 2 \text{ км}$. Для данного класса датчика это результат является достоверным.

Следует отметить, что приведённые результаты получены для стационарного случая. При этом понятие «смещение нуля» вертикального акселерометра содержит три составляющие ошибки: непосредственно смещение нуля, ошибку, зависящую от масштабного коэффициента и ошибку модели гравитации. Ошибка, зависящая от масштабного коэффициента, может составлять величину порядка $0,01 \text{ м/сек}^2$. Ошибку модели гравитации можно определить при наличии гравиметра, величина ее не является существенной. Смещение нуля вертикального акселерометра можно

определить, положив прибор боком (повернув на 90°), и тем самым выделить ошибку, вызванную масштабным коэффициентом. Таким же способом можно определить масштабные коэффициенты остальных акселерометров.

Для оценки масштабных коэффициентов гироскопов требуется стенд с заданной скоростью вращения, так как угловая скорость Земли слишком мала для оценки влияния масштабного коэффициента в стационарных условиях. Существуют специальные методики, позволяющие оценить масштабные коэффициенты гироскопов в процессе решения задачи навигации [13-15].

Для отработки приведённого метода калибровки была разработана математическая модель, имитирующая установку ортогонального корпуса в любое из 24-х положений с последующим формированием выходных сигналов датчика. На модели были отлажены алгоритмы калибровки, в том числе и в условиях помех. Далее были выполнены экспериментальные исследования, связанные с регистрацией выходных сигналов датчика для всех 24-х положений ортогонального корпуса и обработка результатов.

Анализ результатов показывает высокую стабильность в оценке калибровочных параметров в лабораторных условиях при температурах в пределах от 27° до 31° по показаниям датчика. При этом наблюдается разброс в оценках калибровочных параметров в зависимости от выбранных положений ортогонального корпуса для одних и тех же положений. Это является следствием неточности изготовления корпуса, а также неточности ориентации осей акселерометров и гироскопов по отношению к выставочной поверхности датчика.

Выводы

Математическое моделирование на отладочном стенде обеспечивает выработку рекомендаций по совершенствованию режимов функционирования оборудования из состава бортовых радиоэлектронных комплексов, а также устранение ряда недостатков до этапа летных испытаний, что в конечном итоге сокращает время разработок и повышает эффективность проектируемых образцов [16-18]. Выполненное математическое моделирование, включающее разработку основного алгоритма и вспомогательной модели входных сигналов датчиков (ускорений и угловой скорости), представляет собой решение обратной навигационной задачи.

Полученные результаты работы с инерциальным измерительным блоком в составе отладочного комплекса, позволяют сделать вывод о том, что точность решения задачи выставки чувствительна к выбору параметров инерциального измерительного блока. Полученные результаты по калибровке датчика показали высокую повторяемость для разных условий экспериментов в лабораторных условиях, особенно в оценке параметров акселерометров. Размещение инерциальных датчиков на антенне или в непосредственной близости от фазового центра антенны применяется для РЛС, располагающихся на носителе [19, 20], будь то авиационный комплекс или специализированное шасси, включая беспилотные системы.

Дальнейшие исследования будут направлены на решение задачи навигации в режиме реального времени и изучение влияния калибровочных параметров на точность её решения. Предварительная методика выполнения такой работы предусматривает проведение экспериментов с возвращением датчика в строго

исходное положение для оценки уходов, а также использование специального механизма для вращения относительно неподвижной точки и оценки решения задачи навигации в динамическом режиме.

Список источников

1. Доросинский Л.Г., Трухин М.П. Теория и практика обработки сигналов от пространственно-распределенных целей. - М.: Зебра, 2015. – 244 с.
2. Petrov I. D., Sentsov A. A., Ivanov S. A. Feature Extraction and Recognition of Aerial Objects using Echo Signals Received by Radar // 2021 Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF), 2021, pp. 1–4. DOI: [10.1109/WECONF51603.2021.9470565](https://doi.org/10.1109/WECONF51603.2021.9470565)
3. Братков В.А., Сенцов А.А., Поляков В.Б. Использование алгоритмов обработки информации, учитывающих эффект вторичной модуляции радиолокационных сигналов // Радиопромышленность. 2020. № 30 (2). С. 42-48. DOI: [10.21778/2413-9599-2020-30-2-42-48](https://doi.org/10.21778/2413-9599-2020-30-2-42-48)
4. Проскурин В.И., Ягольников С.В., Шевчук В.И. Радиолокационное наблюдение. Методы, модели, алгоритмы. - М.: Радиотехника, 2017. – 368 с.
5. Сенцов А.А. Программно-аппаратные средства обеспечения стендовой отработки бортовых радиоэлектронных комплексов // Вопросы радиоэлектроники: серия РЛТ. 2010. Т. 2. № 1. С. 145-153.

6. Сенцов А.А. Имитатор бортового оборудования и тактической обстановки для стендовой отработки РЭК // Вопросы радиоэлектроники: серия РЛТ. 2011. Т. 1. № 5. С. 137-146.
7. Ананьев А.В., Иванников К.С., Филатов С.В. Основные принципы построения систем связи на базе беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2022. № 125. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168188>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-16](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-16)
8. Джиган В.И. Адаптивная фильтрация сигналов: теория и алгоритмы. - М.: Техносфера, 2013. - 528 с.
9. Аполлонов Д.В., Бибикина К.И., Шибяев В.М., Ефимова И.Е. Формирование алгоритмов системы автоматического управления преобразуемого беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2022. № 122. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=164299>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-23)
10. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 511 с.
11. Дмитриев В.И., Звонарев В.В., Лисицын Ю.Е. Методика обоснования рациональных способов управления беспилотным летательным аппаратом // Труды МАИ. 2020. № 112. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=116566>. DOI: [10.34759/trd-2020-112-16](https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-16)
12. Старовойтов Е.И., Юрчик И.А. Оптимизация характеристик авиационного радиолокатора с синтезированной апертурой и его системы микронавигации // Труды МАИ. 2019. № 108. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=109500>. DOI: [10.34759/trd-2019-108-10](https://doi.org/10.34759/trd-2019-108-10)

13. Харин Е.Г. Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов. - М.: МАИ, 2002. – 259 с.
14. Мусатова А.В., Сенцов А.А., Иванов С.А. Модель интеграционной многофункциональной системы для отладки алгоритмов комплексной обработки информации // IV Международный форум «Метрологическое обеспечение инновационных технологий» (Санкт-Петербург, 04 марта 2022): сборник статей. – СПб.: ГУАП, 2022. – С. 97-100.
15. Соловьева И.А., Соловьев Д.С., Литовка Ю.В., Коробова И.Л. Модификация метода анализа иерархий для повышения объективности принимаемых решений // Труды МАИ. 2018. № 98. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=90475>
16. Сенцов А.А. К проектированию программно-аппаратного имитатора бортового оборудования для обеспечения стендовой отработки радиоэлектронных комплексов // Вопросы радиоэлектроники: серия РЛТ. 2011. Т. 2. № 2. С. 126-136.
17. Тепликова В.И., Сенцов А.А., Ненашев В.А., Поляков В.Б. Анализ диаграммы направленности плоской многоэлементной активной фазированной антенной решетки // Труды МАИ. 2022. № 125. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168189>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-17](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-17)
18. Ронжин А.Л., Нгуен В.В., Соленая О.Я. Анализ проблем разработки беспилотных летательных манипуляторов и физического взаимодействия БЛА с наземными объектами // Труды МАИ. 2018. № 98. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=90439>

19. Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Принципы построения, проблемы разработки и особенности функционирования. - М.: Радиотехника, 2014. – 525 с.
20. Коровин А.В., Савин Д.И. Способ определения координат наземных объектов беспилотным летательным аппаратом с использованием лазерного дальномера // Труды МАИ. 2023. № 128. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=171398>. DOI: [10.34759/trd-2023-128-14](https://doi.org/10.34759/trd-2023-128-14)

References

1. Dorosinskii L.G., Trukhin M.P. *Teoriya i praktika obrabotki signalov ot prostranstvenno-raspredeleennykh tselei* (Theory and practice of signal processing from spatially distributed targets), Moscow, Zebra, 2015, 244 p.
2. Petrov I. D., Sentsov A. A., Ivanov S. A. Feature Extraction and Recognition of Aerial Objects using Echo Signals Received by Radar, *2021 Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF)*, 2021, pp. 1–4. DOI: [10.1109/WECONF51603.2021.9470565](https://doi.org/10.1109/WECONF51603.2021.9470565)
3. Bratkov V.A., Sentsov A.A., Polyakov V.B. *Radiopromyshlennost'*, 2020, no. 30 (2), pp. 42-48. DOI: [10.21778/2413-9599-2020-30-2-42-48](https://doi.org/10.21778/2413-9599-2020-30-2-42-48)
4. Proskurin V.I., Yagol'nikov S.V., Shevchuk V.I. *Radiolokatsionnoe nablyudenie. Metody, modeli, algoritmy* (Radar observation. Methods, models, algorithms), Moscow, Radiotekhnika, 2017, 368 p.
5. Sentsov A.A. *Voprosy radioelektroniki: seriya RLT*, 2010, vol. 2, no. 1, pp. 145-153.
6. Sentsov A.A. *Voprosy radioelektroniki: seriya RLT*, 2011, vol. 1, no. 5, pp. 137-146.

7. Anan'ev A.V., Ivannikov K.S., Filatov S.V. *Trudy MAI*, 2022, no. 125. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168188>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-16](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-16)
8. Dzhigan V.I. *Adaptivnaya fil'tratsiya signalov: teoriya i algoritmy* (Adaptive filtering of signals: theory and algorithms), Moscow, Tekhnosfera, 2013, 528 p.
9. Apollonov D.V., Bibikova K.I., Shibaev V.M., Efimova I.E. *Trudy MAI*, 2022, no. 122. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=164299>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-23)
10. Babich O.A. *Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh* (Information processing in navigation systems), Moscow, Mashinostroenie, 1991, 511 p.
11. Dmitriev V.I., Zvonarev V.V., Lisitsyn Yu.E. *Trudy MAI*, 2020, no. 112. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=116566>. DOI: [10.34759/trd-2020-112-16](https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-16)
12. Starovoitov E.I., Yurchik I.A. *Trudy MAI*, 2019, no. 108. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=109500>. DOI: [10.34759/trd-2019-108-10](https://doi.org/10.34759/trd-2019-108-10)
13. Kharin E.G. *Kompleksnaya obrabotka informatsii navigatsionnykh sistem letatel'nykh apparatov* (Complex information processing of aircraft navigation systems), Moscow, MAI, 2002, 259 p.
14. Musatova A.V., Sentsov A.A., Ivanov S.A. *IV Mezhdunarodnyi forum «Metrologicheskoe obespechenie innovatsionnykh tekhnologii»: sbornik statei*. Saint Petersburg, GUAP, 2022, pp. 97-100.
15. Solov'eva I.A., Solov'ev D.S., Litovka Yu.V., Korobova I.L. *Trudy MAI*, 2018, no. 98. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=90475>
16. Sentsov A.A. *Voprosy radioelektroniki: seriya RLT*, 2011, vol. 2, no. 2, pp. 126-136.

17. Teplikova V.I., Sentsov A.A., Nenashev V.A., Polyakov V.B. *Trudy MAI*, 2022, no. 125. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168189>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-17](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-17)
18. Ronzhin A.L., Nguen V.V., Solenaya O.Ya. *Trudy MAI*, 2018, no. 98. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=90439>
19. Verba B.C. *Aviatsionnye komplekсы radiolokatsionnogo dozora i navedeniya. Printsipy postroeniya, problemy razrabotki i osobennosti funktsionirovaniya* (Aviation complexes of radar patrol and guidance. Principles of construction, development problems and features of functioning), Moscow, Radiotekhnika, 2014, 525 p.
20. Korovin A.V., Savin D.I. *Trudy MAI*, 2023, no. 128. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=171398>. DOI: [10.34759/trd-2023-128-14](https://doi.org/10.34759/trd-2023-128-14)

Статья поступила в редакцию 07.06.2023

Одобрена после рецензирования 06.07.2023

Принята к публикации 28.08.2023

The article was submitted on 07.06.2023; approved after reviewing on 06.07.2023; accepted for publication on 28.08.2023