

УДК 629.7.054.07

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

© 2022 В.П. Наумченко^{1,*}, П.А. Илюшин¹, Д.Г. Пикун¹, А.В. Соловьев¹

Филиал АО «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова, Москва, 111123, Россия

e-mail: 8987nau@mail.ru

Поступила в редакцию: 24.01.2023

После доработки: 25.01.2023

Принята к публикации: 07.02.2023

В настоящей статье рассматриваются особенности решения задачи автономной начальной выставки платформенной инерциальной навигационной системы при влиянии шумов инерциальных датчиков (гироскопов и акселерометров). Известный классический алгоритм начальной выставки, включающий этапы грубой выставки, горизонтирования и гирокомпасирования, имеет обширное применение и достаточно подробно описан в технической литературе. Его ключевым недостатком являются значительные временные затраты на проведения всех этих этапов. В связи с этим с целью увеличения быстродействия проведения начальной выставки при заданном уровне точности предлагается применение нового алгоритма, совмещающего в себе упомянутые выше этапы и основанного на применении методов многофакторной оптимизации. На основе показаний не менее трех гироскопов и не менее трех акселерометров осуществляется оптимизация пространственного положения гироплатформы путем физического ее приведения в требуемое начальное положение. Алгоритм построен на базе метода градиентного спуска с переменным шагом. Проведено имитационное моделирование двухэтапного алгоритма и оптимизационного в невозмущенном режиме и при воздействии типовых для инерциальных датчиков шумов, как основных источников ошибок при начальной выставке. Представлены типовые шумы, их отображения в частотной и временной областях, их отличительные особенности. Значительный выигрыш в быстродействии оптимизационного алгоритма открывает широкие перспективы для его применения, поскольку арсенал соответствующих методов многогранен, однако сильная зависимость точности выставки от типовых шумов требует разработки дополнительных механизмов для их подавления.

Ключевые слова: гироплатформа, начальная выставка, акселерометр, гироскоп, шумы, оптимизация, алгоритм.

DOI: <https://doi.org/10.26583/vestnik.2022.16>

ВВЕДЕНИЕ

Задача выведения ракет космического назначения (объектов) на целевую орбиту является крайне ответственной и сложной задачей, поскольку для развертывания спутниковой группировки или осуществления исследовательской деятельности людей в космосе на борту КС необходима их точная доставка на заданную орбиту с учетом характерной для каждого конкретного запуска и конкретной орбиты значения кругового вероятностного отклонения (КВО).

Этап выведения полезной нагрузки на орбиту включает участки, на которых происходит значительное изменение характеристик окружающей среды, а также воздействующих на объект возмущающих факторов [1]:

участок вертикального взлета в плотных слоях атмосферы, на котором проявляются мак-

симальные перегрузки по всем строительным осям изделия, а также ветровые возмущения;

участок разворота, на котором, вдобавок к перегрузкам, проявляется воздействие положительных (ионы) и отрицательных (электроны) заряженных частиц;

участок полета в ближнем космосе, когда увеличивается интенсивность воздействия тяжелых заряженных частиц.

Воздействие возмущающих факторов на двух последних участках отрицательно сказывается на навигации объекта по спутниковым навигационным системам, поскольку способствует искажению и пропаже навигационного спутникового сигнала [2, 3].

Применение других навигационных средств ограничивается условиями их применения и спецификой их ошибок [4–9]. В связи с этим навигация и ориентация объекта при его выведении осуществляется автономно при помощи

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

инерциальных навигационных систем (ИНС), в настоящее время бесплатформенных (БИНС). Однако особенности их эксплуатации, связанные с невозможностью проведения калибровки на борту изделия, а также слабое демпфирование внешних вибромеханических нагрузжений, обуславливают продолжение применения ИНС платформенного типа [10].

Поскольку выведение осуществляется автономно по показаниям ИНС, то итоговая ошибка выведения будет отсчитываться от ошибки, обусловленной точностью начальной выставки. Причем, координаты запуска объекта известны с геодезической точностью, а начальные скорости пренебрежимо малы. Следовательно, начальная ошибка будет формироваться ошибкой начальной ориентации инерциального измерительного блока (ИИБ), включающего триаду акселерометров и гироскопов, относительно некоего базового географического базиса. В связи с тем, что инструментальные ошибки датчиков (нулевые сигналы, погрешности масштабного коэффициента, углы неортогональности) могут быть учтены на этапе калибровки, то основной возмущающий фактор, влияющий на точность определения начальной ориентации ИИБ, складывается из шумов инерциальных датчиков.

Общеизвестный автономный двухэтапный алгоритм начальной выставки [11–13], включающий этапы горизонтирования и гирокомпасирования, на сегодняшний день в ряде случаев не может удовлетворять требуемым критериям точности и быстродействия, поэтому задача повышения точности и сокращения времени начальной выставки ИНС остается актуальной.

В связи с этим предлагается иной подход проведения начальной выставки ИНС платформенного класса, который базируется на применении аппарата многофакторной оптимизации по показаниям инерциальных датчиков [14–16].

В статье приводится результат моделирования начальной выставки на общеизвестном двухэтапном подходе и на предлагаемом оптимизационном с учетом влияния шумов инерциальных датчиков. Осуществляется сравнительная оценка двух подходов по критерию быстродействия и точности выставки.

Для средств выведения, особенно пилотируемых аппаратов, предъявляют достаточно жесткие требования к точности начальной выставки ИНС, что приводит к жестким требованиям к

точностным параметрам ИИБ и их стабильности как от запуска к запуску, так и в запуске. Для платформенных ИНС точность начальной выставки достигается двухпозиционным гирокомпасированием и при необходимости – предполетной калибровкой. Погрешность начальной выставки платформенной ИНС по горизонтированию не превышает 10 угл. сек., по азимутальной выставке – 2 угл. мин, что обеспечивает требуемую точность выведения, в том числе и в инерциальном режиме [17].

Стоит отметить, что датчики углов в платформенных ИНС имеют погрешности на уровне единиц угловых секунд, что определяет высокую точность разворота.

МЕТОДЫ

Модель показаний датчиков

Пусть с платформой связан ортогональный трехгранник $Ox_{\Pi}y_{\Pi}z_{\Pi}$, где O – геометрический центр масс платформы, совпадающий с центром подвеса; x_{Π} – ось платформы, совпадающая с продольной осью объекта; y_{Π} – ось платформы, направленная на географический север; z_{Π} – ось платформы, направленная на восток и дополняющая трехгранник до правой тройки.

С ИИБ связан ортогональный трехгранник $Ox_6y_6z_6$, где O – геометрический центр масс ИИБ, совпадающий с геометрическим центром масс платформы; оси x_6, y_6, z_6 ИИБ совпадают с осями платформы с точностью до углов рассогласования платформы и ИИБ $\Delta_{xy}, \Delta_{xz}, \Delta_{yx}, \Delta_{yz}, \Delta_{zy}, \Delta_{zx}$ (на рис. 1 не приведены).

Географический базовый трехгранник $ONNE$ формирует плоскость горизонта и истинную вертикаль в месте запуска. Модули вектора угловой скорости вращения Земли $\Omega_3 = 15.047$ град./ч и вектора ускорения свободного падения $g = 9.81$ м/с² известны с геодезической точностью в месте запуска объекта. На рис. 1 приведены взаимные ориентации платформы и ИИБ на борту объекта.

Географический и платформенный трехгранники имеют рассогласование на углы $\beta_1, \beta_2, \beta_3$. Решение задачи начальной выставки заключается в том, чтобы минимизировать это рассогласование, совместив оси этих трехгранников.

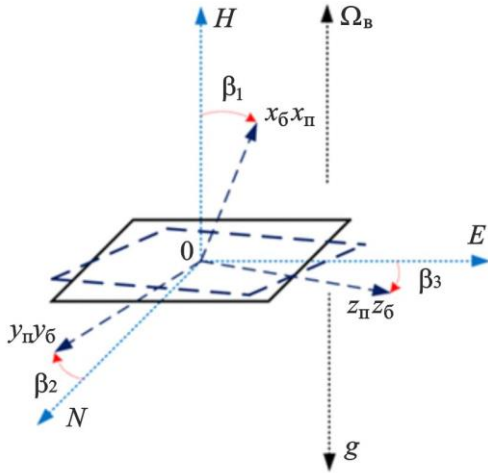


Рис. 1. Ориентации платформы и ИИБ на объекте

где K_{11}, K_{22}, K_{33} – масштабные коэффициенты гироскопов и акселерометров; $K_{12}, K_{13}, K_{21}, K_{23}, K_{31}, K_{32}$ – коэффициенты перекрестных связей между соответствующими каналами; $\Omega_{x,y,z}, a_{x,y,z}$ – фактические величины проекций угловой скорости вращения Земли на оси чувствительности (ОЧ) соответствующих гироскопов и проекций ускорения свободного падения

Формирование выходной информации инерциальных датчиков при решении задачи ориентации основано на формировании на рабочей частоте 100 Гц (шаг дискретизации $dt = t_2 - t_1$) – проекций вектора угловой скорости вращения Земли $\vec{\Omega}_6 = [\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z]^T$ и проекции ускорения свободного падения $\vec{a}_6 = [a_x, a_y, a_z]^T$ на оси $Ox_6y_6z_6$ [18].

Уравнения показаний гироскопов и акселерометров на оси платформы приведены в (1):

$$\begin{pmatrix} \Omega_{x_п} \\ \Omega_{y_п} \\ \Omega_{z_п} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta\Omega_x \\ \Delta\Omega_y \\ \Delta\Omega_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta\Omega_x \\ \delta\Omega_y \\ \delta\Omega_z \end{pmatrix}, \quad (1)$$

$$\begin{pmatrix} a_{x_п} \\ a_{y_п} \\ a_{z_п} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta a_x \\ \Delta a_y \\ \Delta a_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{pmatrix},$$

на ОЧ соответствующих акселерометров; $\Delta\Omega_{x,y,z}, \Delta a_{x,y,z}$ – систематические составляющие нулевого сигнала; $\delta\Omega_{x,y,z}, \delta a_{x,y,z}$ – случайные составляющие нулевого сигнала.

Матрица масштабных коэффициентов и перекрестных связей определяется из следующих предположений в (2):

$$\begin{pmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11} + \Delta S_{11} + \delta S_{11} & 0 & 0 \\ 0 & S_{22} + \Delta S_{22} + \delta S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{33} + \Delta S_{33} + \delta S_{33} \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} 1 & \Delta_{xz} & -\Delta_{xy} \\ -\Delta_{yz} & 1 & \Delta_{yx} \\ \Delta_{zy} & \Delta_{zx} & 1 \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где S_{11}, S_{22}, S_{33} – номинальные значения масштабных коэффициентов; $\Delta S_{11}, \Delta S_{22}, \Delta S_{33}$ – систематические погрешности масштабных коэффициентов; $\delta S_{11}, \delta S_{22}, \delta S_{33}$ – случайные погрешности масштабных коэффициентов; $\Delta_{xy}, \Delta_{xz}, \Delta_{yx}, \Delta_{yz}, \Delta_{zy}, \Delta_{zx}$ – углы невыставок между осями $Ox_6y_6z_6$ и $Ox_пy_пz_п$.

Случайные составляющие нулевых сигналов будем рассматривать как суперпозицию белого шума Ω_ξ, a_ξ и цветного шума $\Omega_\epsilon, a_\epsilon$ в виде (3):

$$\begin{aligned} \delta a &= a_\xi + a_\epsilon, \\ \delta \Omega &= \Omega_\xi + \Omega_\epsilon. \end{aligned} \quad (3)$$

После проведения предстартовой калибровки большая часть компонентов в уравнении (1) будет определена и учтена при первичной обработке показаний датчиков. В таком случае уравнения показаний (1) примут вид (4):

$$\begin{pmatrix} \Omega_{x_п} \\ \Omega_{y_п} \\ \Omega_{z_п} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11} + \delta S_{11} & 0 & 0 \\ 0 & S_{22} + \delta S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{33} + \delta S_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta\Omega_x \\ \delta\Omega_y \\ \delta\Omega_z \end{pmatrix}, \quad (4)$$

$$\begin{pmatrix} a_{x_п} \\ a_{y_п} \\ a_{z_п} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11} + \delta S_{11} & 0 & 0 \\ 0 & S_{22} + \delta S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{33} + \delta S_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{pmatrix}.$$

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

Отсюда видно, что ключевой вклад в выходной сигнал вносят измерительные шумы. Следовательно, быстродействие и точность начальной выставки инерциальной системы будут определяться характером шумовой картины в первичных показаниях ИИБ. И для обеспечения требуемого быстродействия и точности необходимо понимание стохастической природы случайных составляющих сигналов [19].

Особенности и типы шумовых воздействий в сигналах инерциальных датчиков

Шумы инерциальных датчиков представляют собой смесь белого шума и цветного. Природа возникновения некоторых типов шумов остается до сих пор неизвестной, однако можно привести их нестрогую классификацию в соответствии с рис. 2.

Природа возникновения шума	Частотный диапазон		
Нестабильность частоты дискретизации АЦП и разрешающей способности датчика	Область высоких частот		
Нестабильность интервала внешнего обмена		Область средних частот	
Пульсации магнитных полей			
Пульсации токов и напряжений в электронике			Область низких частот
Нестабильность источника питания			
Нестабильность температуры и температурных градиентов			

Рис. 2. Источники шумов

Случайные процессы, протекающие в электронике в процессе функционирования датчика, в основном имеют полосу пропускания в области высоких и средних частот, в то время как температурные процессы, а также долговременные изменения питающего напряжения, которое в современных приборах зачастую высокостабильно, находятся в области низких частот.

В связи с этим можно привести перечень наиболее часто встречающихся в показаниях инерциальных датчиков шумов, которые назовем типовыми. Их наименования для гироскопов и акселерометров, а также отображения в виде спектральной плотности мощности (СПМ) и вариации Аллана (ВА) приводятся в табл. 1.

Таблица 1. Типовые шумы инерциальных датчиков

№ п/п	Тип шума		СПМ $S(f)$	ВА $\sigma^2(\tau)$
	Гироскоп	Акселерометр		
1	Шум квантования		$(2\pi f)^2 Q^2$	$\frac{3Q^2}{\tau^2}$
2	Случайное блуждание (дрейф) угла	Случайное блуждание (дрейф) скорости	$f^0 N^2$	$\frac{N^2}{\tau}$
3	Фликкер шум (нестабильность смещения нуля)		$\frac{B^2}{2\pi f}$	$\frac{2B^2}{\pi} \varphi(\pi f \tau)$
4	Случайное блуждание (дрейф) скорости	Случайное блуждание (дрейф) ускорения	$\left(\frac{K}{2\pi f}\right)^2$	$\frac{K^2 \tau}{3}$
5	Мультипликативная систематическая составляющая		$\frac{R^2}{(2\pi f)^3}$	$\frac{R^2 \tau^2}{2}$

В зависимости от методов обработки и оценки выходной информации, процесс идентификации шумов имеет различные результаты. Среди наиболее распространенных методов оценки шумовых характеристик выделяют дис-

персионный анализ для оценки шумов стационарных случайных процессов на основе определения математического ожидания (МО) и среднеквадратического отклонения (СКО) по некоторой выборке [20].

При оценке шумовых характеристик нестационарных процессов применяют метод оценки СПМ и метод ВА [21]. СПМ описывает распределение мощности сигнала в зависимости от частоты и имеет размерность мощности, деленной на частоту [Дж/Гц].

Между ВА и СПМ имеется связь, определяемая выражением [22]:

$$\sigma^2(\tau) = 4 \int_0^\infty S_\Omega(f) \frac{\sin^4 \pi f \tau}{(\pi f \tau)^2} df, \quad (5)$$

где $S_\Omega(f)$ – СПМ случайного процесса $\Omega(\tau)$.

Уравнение (5) является основным звеном ВА и используется для определения его дисперсии из СПМ. Это выражение соответствует фильтру с передаточной функцией $\sin^4(x)/(x)^2$. Согласно этому выражению, можно получить величину ВА $\sigma^2(\tau)$ как функцию длины периода усреднения, но из-за отсутствия обратного соотношения определить СПМ по ВА невозможно, а значит, нельзя и количественно оценить характеристики шумов.

Так как значение $\sigma^2(\tau)$ является фактически измеряемой величиной, полученная кривая Аллана позволяет идентифицировать случайные процессы, существующие в виде смеси в выходных информационных потоках каждого датчика [23].

Рассмотрим подробнее идентификационные признаки типовых шумов, приведенных в табл. 1:

1. Шум квантования (Quantization noise) – возникает в результате проведения оцифровки первичных аналоговых данных вследствие ограничения разрядной сетки АЦП и округления результатов преобразования. Этот тип шума может быть описан следующим дифференциальным уравнением:

$$\sigma_{qn}(\tau) = Q\sqrt{T}\xi(t), \quad (6)$$

где Q – коэффициент вариации Аллана для шума квантования; T – период дискретизации; $\xi(t)$ – единичный белый шум.

Таким образом, шум квантования описывается производной от белого шума. На кривой Аллана имеет наклон –1;

2. Случайное блуждание угла, скорости (Angle random walk, ARW) – аддитивный белый шум, который воздействует на результат интегрирования и представляет случайное отклонение от ожидаемых значений. При нахождении датчика в состоянии покоя выходной сигнал после интегрирования должен иметь нулевое значение, однако из-за влияния белого шума

данные датчика изменяются случайным образом, а дисперсия становится пропорциональна времени. ARW может быть описан дифференциальным уравнением вида

$$\dot{\sigma}_{ARW}(\tau) = N\xi(t), \quad (7)$$

где N – коэффициент вариации Аллана для ARW.

Для гироскопов имеет размерность $^\circ/\sqrt{ч}$, а для акселерометров – $м/с/\sqrt{ч}$. На кривой Аллана имеет наклон –1/2;

3. Фликкер-шум – возникает вследствие случайного мерцания в электронных компонентах датчика. Оказывает значительное влияние на низких и средних частотах, на высоких частотах перекрывается белым шумом. Может быть описан следующим выражением:

$$\dot{\sigma}_{fl}(\tau) = -\beta\sigma_{fl}(\tau) + \beta B\xi(t), \quad (8)$$

где β – обратная постоянная времени; B – коэффициент вариации Аллана для фликкер-шума.

На кривой Аллана имеет нулевой наклон;

4. Случайное блуждание скорости, ускорения (Rate random walk, RRW) – является винеровским случайным процессом, который формируется интегрированием белого шума с передаточной функцией $1/p$. Относится к шумам неизвестной природы с очень большим временем корреляции. Может быть описан выражением

$$\dot{\sigma}_{RRW}(\tau) = K\xi(t), \quad (9)$$

где K – коэффициент вариации Аллана для RRW.

На кривой Аллана имеет наклон 1/2;

5. Мультипликативная систематическая составляющая – является более детерминированной ошибкой, чем стохастическая. Ее присутствие в данных может указывать на медленное изменение характеристик датчика в течение длительного периода времени. Также может быть вызвана малыми ускорениями основания в течение длительного периода времени;

6. Экспоненциально-коррелированный марковский шум – характеризуется экспоненциальной функцией затухания $K_M(\tau)$ с конечным временем корреляции. Может быть описан выражением

$$K_M(\tau) = D_M \cdot e^{-\mu|\tau|}, \quad (10)$$

где D_M – дисперсия шума [$рад^2/с^2$], μ – коэффициент затухания функции $K_M(\tau)$ [$с^{-1}$], связанный со временем корреляции соотношением $T_M = 1/\mu$.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

На кривой Аллана находится в диапазоне от $1/2$ до $-1/2$ и при большой интенсивности белого шума может им перекрываться.

Первые четыре типа шумов наиболее распространены в показаниях инерциальных датчиков навигационного типа. Поэтому в рамках работы будут рассматриваться именно эти типы шумов. Разделим их интерпретацию по цвету: шум квантования будет складываться из высо-

кочастотных фиолетового и синего шумов, фликкер-шум будет определяться розовым шумом, а RRW будет определять красным (коричневым) шумом [22].

На рис. 3 приведены отображения типовых нормированных несмещенных шумов (в соответствии с табл. 1) во временной области, а на рис. 4 – в частотной.

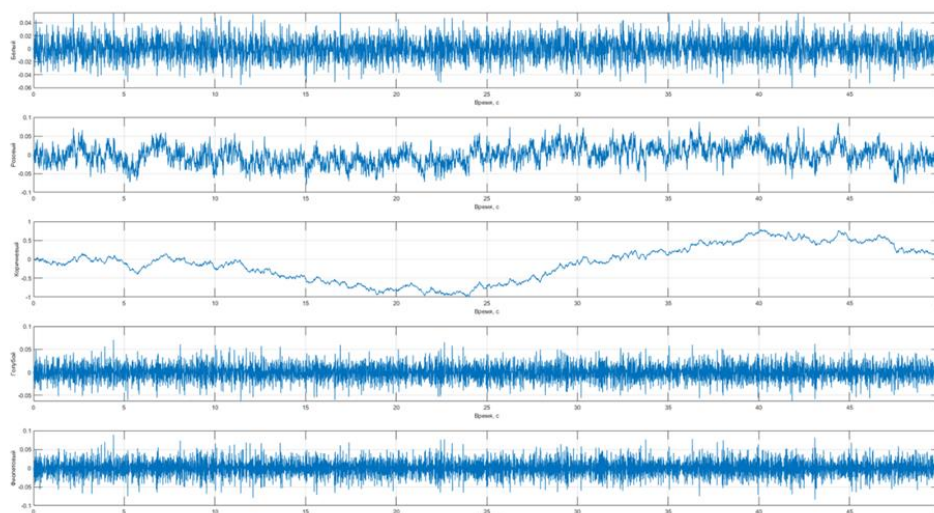


Рис. 3. Шумы инерциальных датчиков во временной области – сверху-вниз: белый, розовый, красный, синий, фиолетовый

Из рис. 3 видно, что высокочастотные шумы, а именно фиолетовый, синий и белый, визуально имеют схожий характер при времени оценивания, характерном для процесса выставки. Иная ситуация видится для шумов средних и низких частот – розового и красного. Отчетливо проявляется периодичность, и относительная

амплитуда имеет большие величины, чем для высокочастотных шумов, особенно у красного шума. Можно положить, что разница в уровне шума между красным и остальными шумами отличается на порядок (0.1 – максимальное для остальных и 1 – для красного).

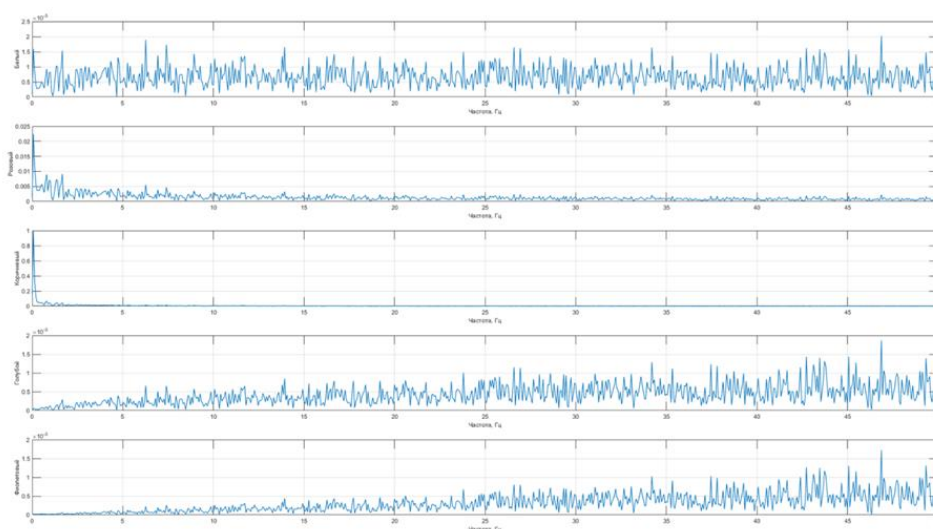


Рис. 4. Шумы инерциальных датчиков в частотной области – сверху-вниз: белый, розовый, красный, синий, фиолетовый

Рис. 4 показывает максимальное усиление относительной СПМ для красного и розового (в меньшей степени) на нулевой частоте. Это подтверждает наличие низкочастотных процессов в структуре этих шумов. Ограничиваясь диапазоном полосы пропускания для навигационного класса датчиков, СПМ белого, синего и фиолетового шумов имеют в высокой степени схожесть.

Классическая двухэтапная начальная выставка платформы

Автономная начальная выставка ИНС платформенного класса включает два основных этапа: горизонтирование и гирокомпасирование. В случае значительного рассогласования осей платформы и географического трехгранника дополнительно включают этап грубой выставки для ускоренного приведения платформы к плоскости горизонта с точностью до единиц градусов.

Этап горизонтирования осуществляется по сигналам горизонтальных акселерометров, которые в плоскости горизонта должны показывать величины близкие к нулю, с точностью, определяемой уровнем их шумов.

Изначально сигналы горизонтальных акселерометров отличны от нуля вследствие отклонения платформы от плоскости горизонта. Пройдя через усилители, сигналы подаются на датчики моментов, которые формируют управляющие сигналы на двигатели стабилизации для поворота платформы в горизонт до обнуления выходных показаний акселерометров. Углы крена и тангажа определяются по показаниям датчиков углов, установленных по горизонтальным осям кардана. Процесс горизонтирования может длиться около 2 мин.

Для физического совмещения осей трехгранника платформы с осями географического трехгранника используются сигналы акселерометров a_{x_n} и a_{y_n} , по которым в БЦВМ формируются управляющие угловые скорости ω_{px} , ω_{py} , подаваемые на датчики моментов гироскопов горизонтальных каналов:

$$\begin{aligned}\dot{V}_x &= a_{x_n} - k_1 \cdot V_x, \\ \dot{V}_y &= a_{y_n} - k_1 \cdot V_y, \\ \omega_{py} &= \Omega_{y_n} + k_2 \cdot \frac{V_x}{R}, \\ \omega_{px} &= \Omega_{x_n} + k_2 \cdot \frac{V_y}{R}, \\ \omega_{pz} &= \Omega_{z_n},\end{aligned}\quad (11)$$

где V_x , V_y – линейные скорости ИНС; k_1 , k_2 – коэффициенты усиления контуров горизонтирования; R – радиус Земли.

Параметры k_1 и k_2 для различных этапов могут дискретно изменяться. Например, для ускорения быстрогодействия при значительном начальном рассогласовании платформы относительно горизонта они могут принимать следующие значения: $k_1 = 0.1 \div 0.2$ 1/с; $k_2 = 4000 \div 5000$ 1/с. Для снижения полосы пропускания контуров и увеличения точности горизонтирования при малом рассогласовании платформы и плоскости горизонта коэффициенты уменьшаются и в зависимости от конфигурации системы могут принимать значения $k_1 = 0.01 \div 0.04$ 1/с; $k_2 = 100 \div 300$ 1/с.

При выставке на неподвижном основании линейные скорости V_x и V_y представляются как ошибки в определении скорости (шум первого интегратора). Тогда, подставляя соответствующие проекции из (1), представим (11) в следующем виде:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{V}_x &= ((S_{11} + \delta S_{11}) \cdot g + \delta a_x) \cdot \Phi_y - \\ &\quad - k_1 \cdot \Delta V_x, \\ \Delta \dot{V}_y &= ((S_{22} + \delta S_{22}) \cdot g + \delta a_y) \cdot \Phi_x - \\ &\quad - k_1 \cdot \Delta V_y,\end{aligned}\quad (12)$$

где Φ_x , Φ_y – углы отклонения платформы от плоскости горизонта.

Отклонение платформы от плоскости горизонта Φ_x , Φ_y можно рассматривать как суммарную погрешность, вызванную ошибками Θ_x , Θ_y управления платформой и ошибками Ψ_x , Ψ_y стабилизации, зависящими от инструментальных погрешностей гироскопов Ω_{x_n} и Ω_{y_n} :

$$\begin{aligned}\Phi_x &= \Theta_x + \Psi_x, \\ \Phi_y &= \Theta_y + \Psi_y.\end{aligned}\quad (13)$$

Уравнение (13) примет вид

$$\begin{aligned}\dot{\Phi}_x &\cong k_2 \cdot \frac{\Delta V_y}{R} + \delta \Omega_{x_n}, \\ \dot{\Phi}_y &\cong k_2 \cdot \frac{\Delta V_x}{R} + \delta \Omega_{y_n}.\end{aligned}\quad (14)$$

Первый член (14) – приближенное уравнение ошибки управления.

Преобразуя уравнение, получим значение в установившемся режиме:

$$\Phi_x \cong \frac{R \cdot k_1}{k_2} \cdot \frac{1}{((S_{22} + \delta S_{22}) \cdot g + \delta a_y)} \cdot \delta \Omega_{x_n}, \quad (15)$$

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

$$\Phi_y \cong \frac{R \cdot k_1}{k_2} \cdot \frac{1}{((S_{11} + \delta S_{11}) \cdot g + \delta a_x)} \cdot \delta \Omega_{yп}.$$

Уравнение (15) показывает, что установившееся значение ошибок горизонтирования определяется в первую очередь шумами гироскопов и акселерометров.

Начальное значение угла азимута определяется из соотношения

$$\psi = -\arctg \frac{\Delta V_y}{\Delta V_x}, \quad (16)$$

на основе которого формируется сигнал для разворота платформы в плоскости меридиана, который также пропорционален шумам датчиков:

$$\omega_{pz} \cong \delta \Omega_{zп} + f(\psi(\delta a_x, \delta a_y)). \quad (17)$$

Таким образом, рассмотрен классический автономный двухэтапный алгоритм начальной

выставки платформы с учетом шумов в показаниях инерциальных датчиков, которые являются основными ошибками на этапах горизонтирования и гирокомпасирования.

Оптимизационный алгоритм начальной выставки

С целью снижения времени выставки, повышения точности и качества динамических характеристик системы можно проводить этапы горизонтирования и гирокомпасирования параллельно, решая задачу пространственной оптимизации положений осей чувствительности (ОЧ) датчиков [14–16].

Распределение проекций ускорения свободного падения и угловой скорости вращения Земли на ОЧ акселерометров в зависимости от их ориентаций в географической системе координат представлены на рис. 5 и 6.

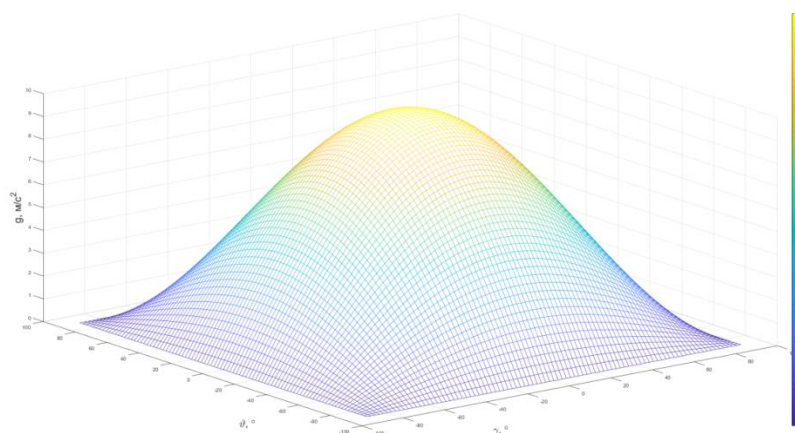


Рис. 5. Уровенная поверхность проекций ускорения свободного падения на ОЧ акселерометров

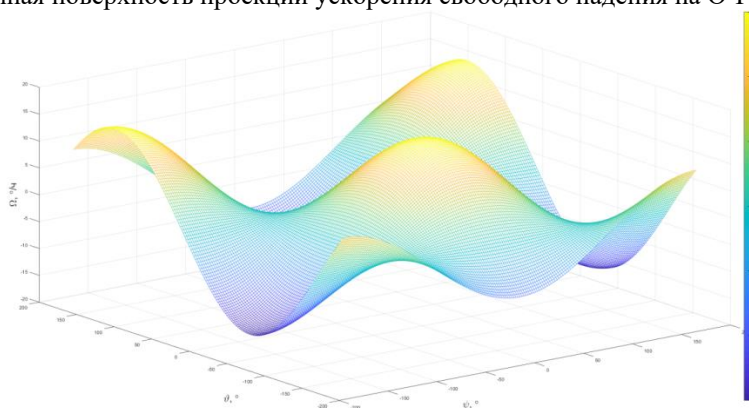


Рис. 6. Уровенная поверхность проекций угловой скорости вращения Земли на ОЧ гироскопов

Из рисунков видно, что максимальное значение показаний акселерометров при совпадении с направлением ускорения силы тяжести, а минимальное (при рассмотрении модуля) – при их расположении в плоскости горизонта. Показания гироскопов в плоскости горизонта дости-

гают своих максимальных показаний при направлении на истинный меридиан.

Значит, рассматривать задачу начальной выставки можно с точки зрения обеспечения оптимальности показаний инерциальных датчиков.

Под оптимальностью в данном случае будем понимать совмещенность осей географического сопровождающего базиса и базиса, образованного ортогональной триадой осей инерциальных датчиков с погрешностью, не превышающей заданные требования к точности начальной выставки. В ряде случаев, специфическая геометрия ИИБ не позволит решить задачу в явном виде по причине невозможности прямого физического совмещения базисов (например, конусная геометрия ИИБ). В таком случае производится совмещение самой платформы и географического базиса с учетом пересчета показаний

датчиков ИИБ в географический базис. Таким образом, добавляется лишь дополнительный блок пересчета, который можно реализовать в программном виде.

Такой подход к построению алгоритма начальной выставки в высокой степени схож с оптимальным синтезом систем автоматического управления, когда создаваемая система должна обладать наилучшими с точки зрения минимизации функционала величинами, характеризующими состояние системы.

Функциональная схема, описывающая такой подход, приводится на рис. 7.

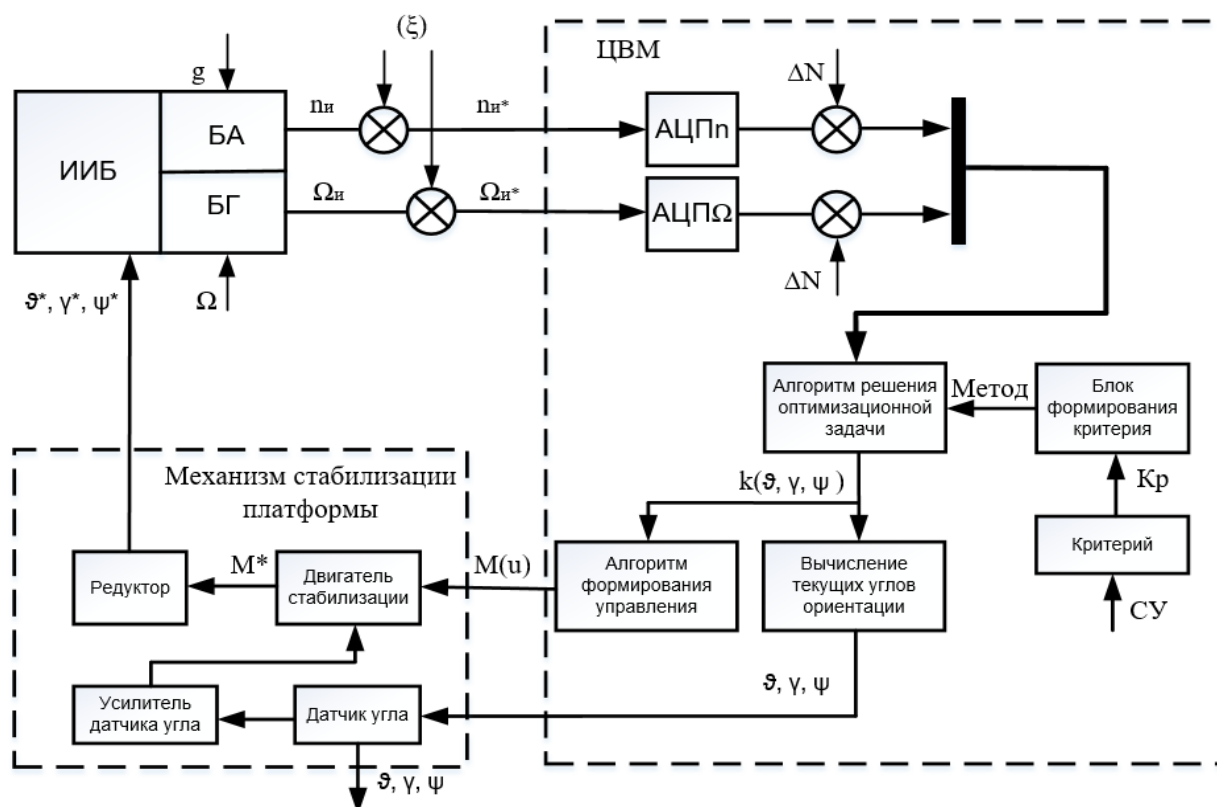


Рис. 7. Функциональная схема оптимизационного алгоритма начальной выставки

БА и БГ инерциального измерительного блока производят измерения проекций ускорения свободного падения g и угловой скорости вращения Земли Ω на оси чувствительности соответствующих инерциальных датчиков. Измеренные параметры n_n и Ω_n вследствие воздействия шумов отличаются от действительных и соответствуют n_n^* и Ω_n^* . Они поступают в центральный вычислительный модуль (ЦВМ), где проходят первичное аналого-цифровое преобразование в соответствующих АЦП. Ошибки преобразования ΔN приводят к дополнительному искажению сигналов.

Из системы управления объектом (СУ) устанавливается приоритет (критерий) для решения задачи начальной выставки – быстродействие, точность или их оптимальное соотношение, а также необходимые динамические показатели переходного процесса (колебательность, перерегулирование), после чего в блоке формирования критерия происходит установка соответствующего оптимизационного метода или методов.

На выход алгоритма поступает шаг разворота платформы по трем углам, затем он поступает в алгоритм формирования управления и блок вычисления текущих углов ориентации плат-

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

формы, которые фиксируются датчиком угла платформы и выдаются в СУ. Величина сформированного момента поступает на двигатель стабилизации (ДС) платформы, который формирует силовое воздействие для разворота платформы одновременно на три угла. Сформированный ДС момент поступает на редуктор, который поворачивает платформу с ИИБ. Процесс может повторяться итерационно, пока показания инерциальных датчиков не достигнут областей своих экстремальных значений, определяемых уровнем шумов самих датчиков.

Математическое построение алгоритма в общем случае основывается на следующем рекуррентном соотношении:

$$\begin{aligned} W_{k+1} &= W_k + \mu p_k, \\ p_k &= -g_k + \beta_k p_{k-1}, \\ g_k &= \nabla \varepsilon(W_k). \end{aligned} \quad (18)$$

Здесь $W_k = (A_k^1 \ A_k^2 \ A_k^3 \ G_k^1 \ G_k^2 \ G_k^3)^T$ – вектор показаний акселерометров A_k^i и датчиков угловой скорости G_k^i ; μ – скорость поиска экстремума; p_k – направление поиска экстремума; g_k – градиент показаний; $\nabla \varepsilon$ – допустимая ошибка выставки.

Направление поиска в (18) определяется значением градиента g_k на текущем шаге k , направлением поиска на предыдущем шаге p_{k-1} и вектором коэффициентов β_k . Способы выбора коэффициентов вектора β_k получили собственные названия [24].

Критерий окончания поиска состоит в достижении заданной точности выставки или лимита по времени:

$$\varepsilon_{\text{огр}} = \begin{cases} t_i \geq t_{\text{max}}, \\ |\vartheta_i - \vartheta_{i-1}| \leq \Delta \varepsilon_{\vartheta} \\ |\gamma_i - \gamma_{i-1}| \leq \Delta \varepsilon_{\gamma}, \\ |\psi_i - \psi_{i-1}| \leq \Delta \varepsilon_{\psi} \end{cases} \quad (19)$$

где t_i – текущий момент времени; t_{max} – программно заданное максимально допустимое время выставки; $\vartheta_i, \gamma_i, \psi_i, \vartheta_{i-1}, \gamma_{i-1}, \psi_{i-1}$ – полученные углы разворота платформы на соседних тактах осреднения выходной информации; $\Delta \varepsilon_{\vartheta}, \Delta \varepsilon_{\gamma}, \Delta \varepsilon_{\psi}$ – допуски на ошибки выставки по соответствующим каналам.

Учитывая тот факт, что проекции ускорения свободного падения и угловой скорости вращения Земли на ОЧ инерциальных датчиков являются функциями углов ориентации и угловой

скорости вращения платформы, матрица Якоби примет следующий вид:

$$H = \begin{pmatrix} \frac{\partial \alpha_k^1}{\partial A_k^1} & \frac{\partial \alpha_k^1}{\partial A_k^2} & \frac{\partial \alpha_k^1}{\partial A_k^3} & \frac{\partial \alpha_k^1}{\partial G_k^1} & \frac{\partial \alpha_k^1}{\partial G_k^2} & \frac{\partial \alpha_k^1}{\partial G_k^3} \\ \frac{\partial \alpha_k^2}{\partial A_k^1} & \frac{\partial \alpha_k^2}{\partial A_k^2} & \frac{\partial \alpha_k^2}{\partial A_k^3} & \frac{\partial \alpha_k^2}{\partial G_k^1} & \frac{\partial \alpha_k^2}{\partial G_k^2} & \frac{\partial \alpha_k^2}{\partial G_k^3} \\ \frac{\partial \alpha_k^3}{\partial A_k^1} & \frac{\partial \alpha_k^3}{\partial A_k^2} & \frac{\partial \alpha_k^3}{\partial A_k^3} & \frac{\partial \alpha_k^3}{\partial G_k^1} & \frac{\partial \alpha_k^3}{\partial G_k^2} & \frac{\partial \alpha_k^3}{\partial G_k^3} \\ \frac{\partial \dot{\alpha}_k^1}{\partial A_k^1} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^1}{\partial A_k^2} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^1}{\partial A_k^3} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^1}{\partial G_k^1} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^1}{\partial G_k^2} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^1}{\partial G_k^3} \\ \frac{\partial \dot{\alpha}_k^2}{\partial A_k^1} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^2}{\partial A_k^2} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^2}{\partial A_k^3} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^2}{\partial G_k^1} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^2}{\partial G_k^2} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^2}{\partial G_k^3} \\ \frac{\partial \dot{\alpha}_k^3}{\partial A_k^1} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^3}{\partial A_k^2} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^3}{\partial A_k^3} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^3}{\partial G_k^1} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^3}{\partial G_k^2} & \frac{\partial \dot{\alpha}_k^3}{\partial G_k^3} \end{pmatrix}. \quad (20)$$

Таким образом, на каждом шаге работы алгоритма необходимы вычисления матрицы (20), что в ряде случаев может привести к увеличению времени сходимости и значительным вычислительным нагрузкам. С целью повышения быстродействия возможно уменьшение размера матрицы до размерности 3х6 путем исключения либо углов $\alpha_{1,2,3}$, либо угловых скоростей $\dot{\alpha}_{1,2,3}$ (гораздо реже). С другой стороны, в окрестности экстремума возможно увеличение размера матрицы до 9х6 путем ввода угловых ускорений $\ddot{\alpha}_{1,2,3}$ с целью наблюдения за динамикой более высокого порядка.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Проведем имитационное моделирование двухэтапного алгоритма и оптимизационного. Начальные значения углов отклонения платформы от плоскости горизонта для углов крена и тангажа 2° и 3°, а для угла курса – 1°. Критерием окончания выставки принимаем вхождение углов в диапазон $\pm 0,05^\circ$ (3'). В качестве чувствительного элемента (ЧЭ) принимаем волоконно-оптический гироскоп и вибрационно-струнный акселерометр с уровнями шумов, не превышающими 10^{-3} °/ч и 10^{-5} м/с² соответственно.

На рис. 8 приводится результат моделирования двухэтапного алгоритма без учета шумов датчиков.

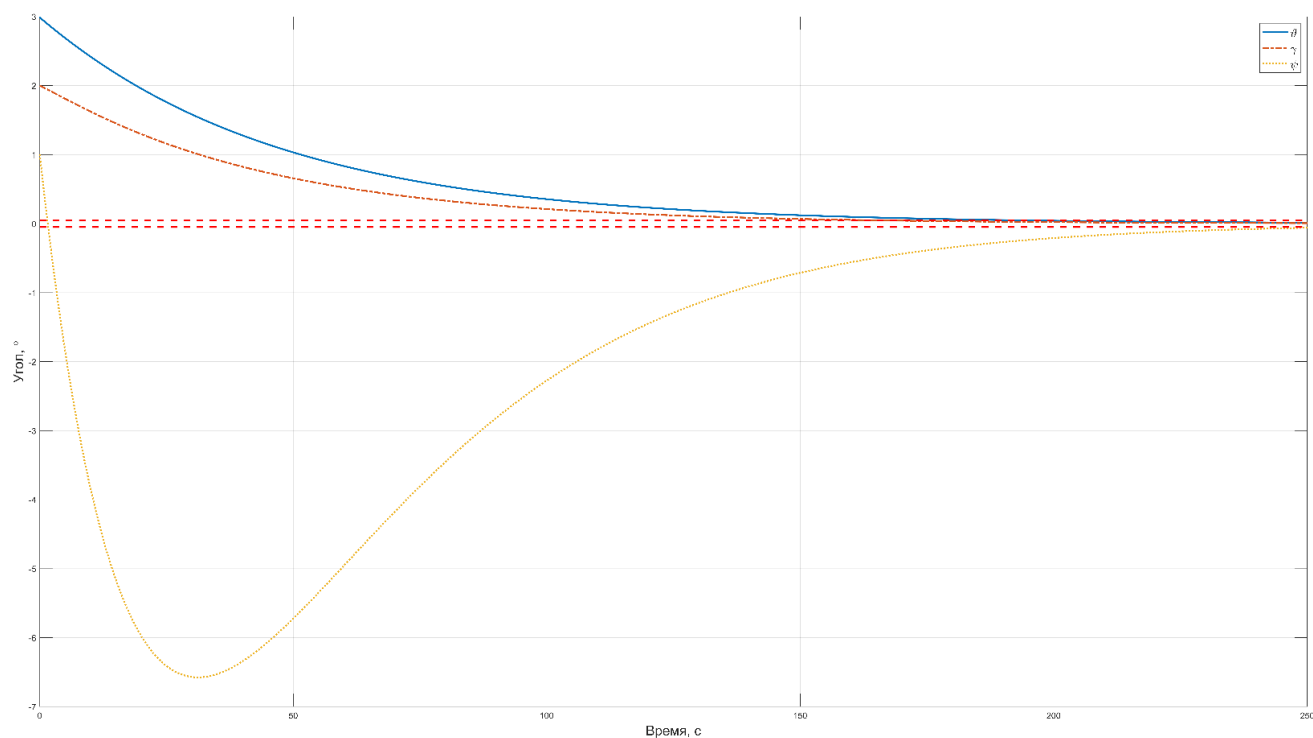


Рис. 8. Погрешности выставки ИНС без наличия шумов для двухэтапного алгоритма

На рис. 9 приводится результат моделирования оптимизационного алгоритма без учета шумов датчиков.

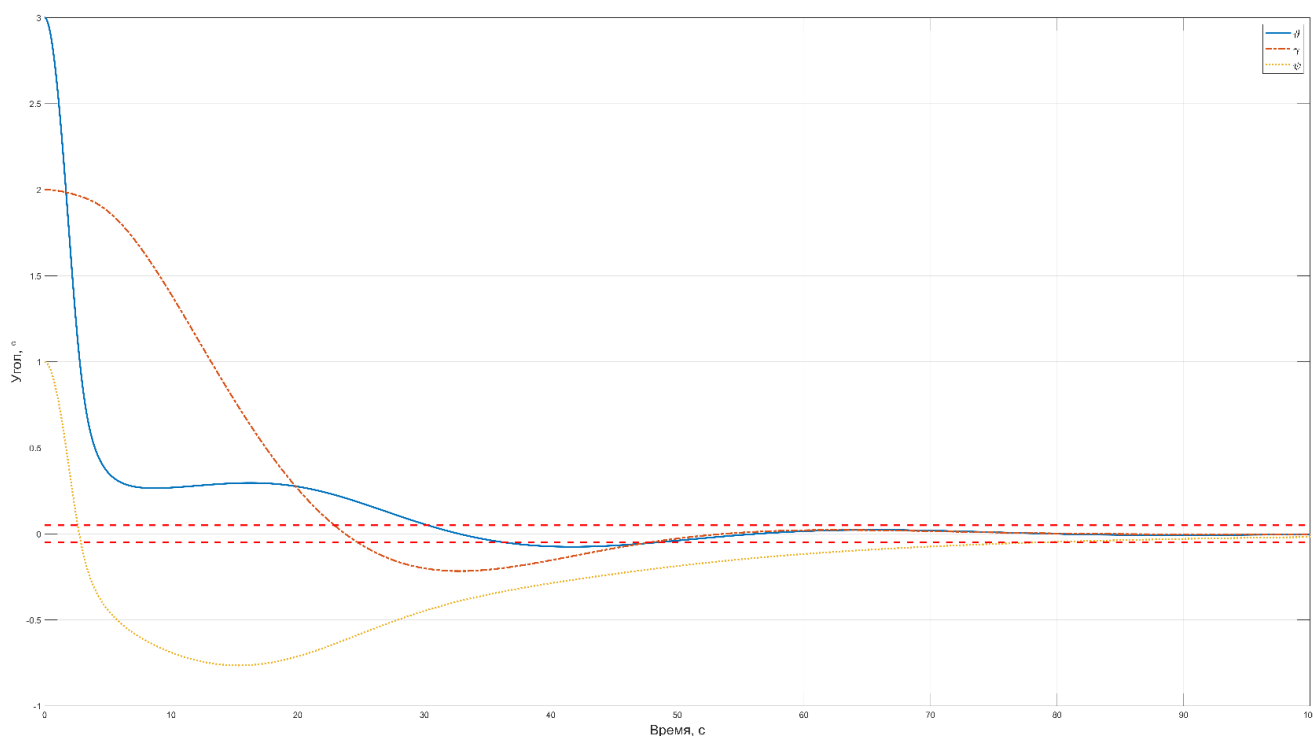


Рис. 9. Погрешности выставки ИНС без наличия шумов для оптимизационного алгоритма

В табл. 2 и 4 приводятся время выставки платформы в невозмущенном режиме, а также относительное увеличение времени выставки

при влиянии шумов датчиков для двухэтапного алгоритма и оптимизационного.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

В табл. 3 и 5 приведены математические ожидания (МО) и СКО углов крена γ , тангажа ψ

и курса ψ в установившемся режиме после окончания алгоритма выставки.

Таблица 2. Время выставки двухэтапного алгоритма

Тип шума	Время выставки		
	ν	γ	ψ
Без шума	191 с	163 с	257 с
Белый	↑ 16.2 %	↑ 21.4 %	↑ 9.7 %
Розовый	↑ 27.7 %	↑ 50.3 %	↑ 12.8 %
Красный	↑ 52.8 %	↑ 79.7 %	↑ 16 %
Синий	↑ 14.6 %	↑ 14.1 %	↑ 12 %
Фиолетовый	↑ 15.2 %	↑ 20.8 %	↑ 12.4 %

Таблица 3. СКО и МО углов после окончания двухэтапного алгоритма

Тип шума	СКО			МО		
	ν	γ	ψ	ν	γ	ψ
Без шума	—	—	—	0.01	0.03	−0.03
Белый	0.015	0.016	0.015	0.02	0.01	−0.02
Розовый	0.032	0.031	0.03	0.03	0.02	−0.01
Красный	0.29	0.32	0.21	−0.1	−0.12	−0.24
Синий	0.021	0.019	0.018	0.02	0.01	−0.01
Фиолетовый	0.020	0.019	0.019	0.02	0.01	−0.03

Таблица 4. Время выставки оптимизационного алгоритма

Тип шума	Время выставки		
	ν	γ	ψ
Без шума	45 с	42 с	65 с
Белый	↑ 35.5 %	↑ 19 %	↑ 16.9 %
Розовый	↑ 51.1 %	↑ 42.8 %	↑ 38.4 %
Красный	↑ 262.2 %	↑ 359.5 %	↑ 258.4 %
Синий	↑ 55 %	↑ 40.4 %	↑ 18.4 %
Фиолетовый	↑ 75 %	↑ 45.2 %	↑ 23 %

Таблица 5. СКО и МО углов после окончания оптимизационного алгоритма

Тип шума	СКО			МО		
	ν	γ	ψ	ν	γ	ψ
Без шума	—	—	—	0.008	0.004	0.015
Белый	0.02	0.019	0.023	0.007	0.008	−0.01
Розовый	0.041	0.04	0.042	0.01	0.01	−0.01
Красный	0.31	0.27	0.29	−0.011	−0.013	−0.01
Синий	0.02	0.018	0.019	0.01	0.01	−0.017
Фиолетовый	0.017	0.018	0.018	0.004	0.005	−0.01

ОБСУЖДЕНИЕ

Из рис. 8 видно, что угол рассогласования в горизонтальных каналах монотонно уменьшается, в то время как у курсового канала имеется перерегулирование, вероятно, вызванное карданной ошибкой, когда разворот по курсу осуществляется не в горизонтальном положении, а с некоторым отклонением. Но, в конечном итоге, все показания сошлись в требуемый точностный диапазон в 3'. Время достижения диапазона точности для каналов: 163 и 191 с для горизонтальных каналов и 257 с – для курсового. Очевидно, что такой монотонный процесс занимает продолжительный временной интервал, что может не удовлетворять требованиям оперативной готовности всей системы.

Рассматривая оптимизационный алгоритм на рис. 9, можно видеть увеличение быстродействия выставки более чем в 4 раза для горизонтальных (45 и 42 с) и курсового (65 с) каналов. При этом заметно проявление динамики платформы, заключающееся в перерегулировании для всех трех каналов, а не только для курсового. Это возникает вследствие взаимовлияния перекрестных связей угломерных каналов при одновременном развороте. Можно положить, что время выставки для горизонтальных каналов двухэтапного алгоритма соответствует апериодическому переходному процессу, в то время как для курсового канала и всех трех каналов оптимизационного – колебательному.

По полученным табличным результатам можно положить, что наличие розового и красного шума в показаниях приводит к значительному увеличению времени выставки до 80 % для двухэтапного алгоритма и 360 % – для оптимизационного, а также к увеличению СКО сигнала в установившемся режиме, которое приводит к невыполнению установленных точностных требования почти в 6 раз ($0.32/0.05$). Характер высокочастотных шумов (синий и фиолетовый) близок белому по критерию быстродействия и точности. В ряде случаев они могут им перекрываться.

Для успешной выставки платформы необходимы механизмы подавления и компенсации низкочастотных и среднечастотных шумов (см. рис. 2) – красного и розового. Зачастую они компенсируются на уровне самого датчика или прибора за счет термокомпенсации, магнитного экранирования или специальных алгоритмов обработки данных. Стоит отметить, что наличие шумов в показаниях оказывает влияние не только на задачу выставки, но и в схожем порядке влияет на решения задач ориентации и

навигации уже непосредственно при полете объекта.

Предлагаемый оптимизационный алгоритм на базе градиентного метода показывает свою эффективность при не возмущенном шумами режиме работы, что открывает перспективы его внедрения в будущем. Однако его эффективность сильно зависит от уровня шумов в первичных измерениях, что требует применения различных способов подавления средне- и низкочастотных шумов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрено влияние шумов инерциальных датчиков ИНС платформенного класса на точность и быстродействие начальной выставки. Приведены математические соотношения, подтверждающие факт, что шумы инерциальных датчиков вносят основной вклад в точность выставки, поскольку систематические составляющие моделей ошибок определяются на этапе предстартовой калибровки и в дальнейшем учитываются в выходных показаниях.

Приведены типовые шумы инерциальных датчиков, их идентификационные признаки и приближенные модели описания. Представлены несмещенные нормированные отображения шумов датчиков во временной и частотной областях.

Предложен оптимизационный автономный алгоритм начальной выставки, заключающийся в решении задачи оптимизации положения платформы в пространстве на основе первичных показаний гироскопов и акселерометров и пространственном развороте платформы по выработанным в оптимизационном алгоритме сигналам.

Проведено имитационное моделирование двухэтапного алгоритма и оптимизационного. Более высокое быстродействие последнего (почти в 3–4 раза) открывает перспективы его применения в решении задачи начальной выставки не только платформенных ИНС, но и гироскопических компасов [25], область применения которых обширна [26–28]. Однако сильная зависимость от уровня шумов (увеличение СКО в 6 раз) и необходимость осреднения выходной информации в каждом положении накладывают внушительные ограничения. Преодолеть эти ограничения возможно модернизацией алгоритма путем применения более совершенных оптимизационных методов, арсенал которых неисчислимо на сегодняшний день, с учетом развития бортовых быстродействующих вычислителей.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Делэйе Ф. Бортовая инерциальная система координат SpaceNaute® для европейской ракеты-носителя «Ариан-6» на основе волнового твердотельного гироскопа // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. № 4. С. 3–13.
2. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб.: Политехника, 2014. 362 с.
3. Марарескул Д.И. Способ повышения доступности навигационного обеспечения высокоорбитальных космических аппаратов по ГЛОНАСС // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. Академика М.Ф. Решетнева. 2013. № 6 (52). С. 82–88.
4. Шмидт Дж.Т. Эксплуатация навигационных систем на основе GPS в сложных условиях окружающей среды // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. № 1 (104). С. 3–21.
5. Пешехонов В.Г. Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30. № 1 (116). С. 3–11.
6. Сравнение эффектов структурных повреждений в матрицах КМОП и ПЗС, применяемых в звездных датчиках, на примере stv4000 и ФППЗ «ЛЕВ-4» / Е.В. Белинская, А.А. Кобелева, П.С. Сметанин, Я.Д. Эльяшев, М.Е. Черняк // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 119–130.
7. Особенности измерения координат звезд оптико-электронными приборами с различными угловыми разрешениями / Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, П.С. Сметанин, О.В. Филиппова, Я.Д. Эльяшев // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 103–112.
8. О возможности автономного определения орбиты космического аппарата / М.Е. Прохоров, А.И. Захаров, А.О. Жуков, А.И. Гладышев, И.В. Кузнецова // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 267–273.
9. Современные датчики звездной ориентации / М.Е. Прохоров, А.И. Захаров, А.В. Миронов, Ф.Н. Николаев, М.С. Тучин // Физика космоса; Тр. XXXVIII Международной студенческой научной конференции. 2009. С. 170–186.
10. Проектирование бесплатформенных инерциальных навигационных систем / Б.С. Алешин, А.В. Тювин, А.И. Черноморский, В.Е. Плеханов. М.: МАИ-Принт, 2009. 396 с.
11. Литтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. М.: Наука, 1971. 168 с.
12. Ривкин С.С., Ивановский Р.И., Костров А.В. Статистическая оптимизация навигационных систем. Л.: Судостроение, 1976. 280 с.
13. Андреев А.Г., Ермаков В.С., Северов В.С. и др. Способ начальной выставки инерциальной навигационной системы. Патент РФ. № 2215994 С1. МПК G 01 С 21/18; заявитель и патентообладатель ОАО ПНППК. № 2002113869/28.
14. Наумченко В.П. Подход к построению алгоритма начальной выставки инерциальных навигационных систем // Сборник тезисов работ XLVIII Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения». 2022. С. 173–174.
15. Оптимизация процесса начальной выставки инерциальных навигационных систем / В.П. Наумченко, П.А. Илюшин, Д.Г. Пикунов, А.В. Соловьев // Молодежь. Техника. Космос: Общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 4 т. 2022. Т. 2. С. 186–189.
16. Наумченко В.П. Современный подход построения алгоритма начальной выставки инерциальных навигационных систем платформенного класса // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2022. № 9. С. 51–59.
17. Бельский Л.Н., Водичева Л.В., Парышева Ю.В. Бесплатформенная инерциальная навигационная система для средств выведения: точность начальной выставки и периодическая калибровка // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2018. С. 260–263.
18. Емельянцева Г.И., Степанов А.П., Блаженнов Б.А. О начальной выставке корабельной БИНС в условиях качки // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28. № 3 (110). С. 3–17.
19. Илюшин П.А., Наумченко В.П., Соловьев А.В. Анализ шумовых характеристик бесплатформенного инерциального блока космического назначения // Тезисы докладов XXII Научно-технической конференции, посвященной 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основанию ПАО «РКК «Энергия», г. Королев. Сборник тезисов докладов. 2021. С. 261–263.
20. Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их аппроксимации / М.А. Литвин, А.А. Малюгина, А.Б. Миллер, А.Н. Степанов, Д.Е. Чикрин // Информационные процессы. 2014. Т. 14. № 4. С. 326–339.
21. Петрова Н.А., В.М. Полушкин. Виды погрешностей микромеханических датчиков и методы их анализа // Инженерный вестник Дона. 2019. № 1.
22. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros, 2003. 77 p.
23. О возможностях выбора метода оценки дрейфовых характеристик волновых твердотельных гироскопов ГЕ 006 на основе экспериментального подтверждения / А.С. Новоселов, С.А. Москалев, А.А. Панко, А.В. Поспелов, Н.В., Недопекин О.Н. Лузгина // Надежность и качество сложных систем. 2021. № 2. С. 53–61.
24. Тюменцев Ю.В., Чернышев А.В. Обучение нейронных сетей прямого распространения: Учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2012. 48 с.
25. Наумченко В.П. Построение алгоритма гирокомпасирования на основе методов одномерной без-

условной оптимизации при помощи гирокомпаса аналитического типа с ДУС // Сб. тезисов работ Международной молодежной научной конференции XLVII «Гагаринские чтения». 2021. С. 319–320.

26. Голованов В.А. Гироскопическое ориентирование. Учебное пособие. СПб.: СПГГИ, 2004. 92 с.

27. Артиллерийские гирокомпасы. Курс лекций. СПб.: Санкт-Петербургский государственный уни-

верситет информационных технологий, механики и оптики, 2010. 104 с.

28. Гирокомпас с квазигармонической автокомпенсационной подставкой / А.М. Боронахин, В.Б. Дао, В.Ч. Ле, Э. Ндайишимйе // Известия СПбГЭТУ ЛЭТИ. 2018. № 5. С. 82–88.

Vestnik Natsional'nogo issledovatel'skogo yadernogo universiteta «MIFI», 2022, vol. 11, no. 6, pp. 425–441

THE NOISES INFLUENCE ESTIMATION OF INERTIAL SENSORS ON THE ACCURACY OF THE GYROSCOPIC PLATFORM EXHIBITION

V.P. Naumchenko^{1,*}, P.A. Ilyushin¹, D.G. Pikunov, A.V. Soloviev

Branch of JSC «TsENKI» - Research Institute of PM them. academician V.I. Kuznetsova, Moscow, 111123, Russia

*email: 8987nau@mail.ru

Received January 24, 2023; revised January 25, 2023; accepted February 7, 2023

This article discusses the features of solving the problem of an autonomous initial exhibition of a platform inertial navigation system under the influence of noise from inertial sensors (gyroscopes and accelerometers). The well-known classical algorithm of the initial exhibition, including the stages of rough exhibition, leveling and gyrocompassing, has extensive application and is described in sufficient detail in the technical literature. Its key disadvantage is the significant time spent on carrying out all these stages. In this regard, in order to increase the speed of the initial exhibition at a given level of accuracy, it is proposed to use a new algorithm combining the above-mentioned stages and based on the use of multifactor optimization methods. Based on the readings of at least three gyroscopes and at least three accelerometers, the spatial position of the gyro platform is optimized by physically bringing it to the required initial position. The algorithm is based on the method of gradient descent with variable pitch. Simulation modeling of a two-stage algorithm and an optimization algorithm in undisturbed mode and under the influence of typical noise for inertial sensors as the main source of errors during the initial exhibition is carried out. Typical noises, their displays in the frequency and time domains, and their distinctive features are presented. A significant gain in the speed of the optimization algorithm opens up broad prospects for its application, since the arsenal of appropriate methods is multifaceted, but the strong dependence of the accuracy of the exhibition on typical noise requires the development of additional mechanisms for their suppression.

Keywords: gyroscopic platform, initial exhibition, accelerometer, gyroscope, noises, optimization, algorithm.

REFERENCES

1. Delay F. Bortovaya inercial'naya sistema koordinat SpaceNaute® dlya evropejskoj rakety-nositelya «Arian-6» na osnove volnovogo tverdotel'nogo giroskopa [Onboard inertial coordinate system SpaceNaute® for the European launch vehicle «Arian-6» based on a wave solid-state gyroscope]. Gyroscopy and navigation. 2018. Vol. 26. No. 4. P. 3–13 (in Russian).

2. Mikhailov N.V. Avtonomnaya navigaciya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovyh radio-navigacionnyh sistem [Autonomous navigation of spacecraft using satellite radio navigation systems]. St. Petersburg: Politehnika Publ. 2014. 362 p.

3. Marareskul D.I. Sposob povysheniya dostupnosti navigacionnogo obespecheniya vysokoorbital'nyh kosmicheskikh apparatov po GLONASS [A way to increase the availability of navigation support for high-orbit spacecraft according to GLONASS]. Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im.

akademika M.F. Reshetneva. 2013. No. 6 (52). P. 82–88 (in Russian).

4. Schmidt J.T. Ekspluatatsiya navigacionnyh sistem na osnove GPS v slozhnykh usloviyakh okruzhayushchej sredy [Operation of GPS-based navigation systems in difficult environmental conditions]. Giroskopiya i navigaciya. 2019. No. 1 (104). P. 3–21 (in Russian).

5. Peshekhonov V.G. Vysokotochnaya navigaciya bez ispol'zovaniya informacii global'nyh navigacionnyh sputnikovyh sistem [High-precision navigation without using information from global navigation satellite systems]. Giroskopiya i navigaciya. 2022. Vol. 30. No. 1 (116). P. 3–11 (in Russian).

6. Belinskaya E.V., Kobeleva A.A., Smetanin P.S., Elyashev Ya.D., Chernyak M.E. Sravnenie effektivov strukturnykh povrezhdenij v matricah KMOP i PZS, primenyaemyh v zvyozdnyh datchikah, na primere cmv4000 i FPPZ «LEV-4» [Comparison of structural damage effects in CMOS and CCD matrices used in stellar sensors, on the example of cmv4000 and FPPZ

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ШУМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ НА ТОЧНОСТЬ ВЫСТАВКИ ГИРОПЛАТФОРМЫ

«LEV-4»). *Covremennye problemy distancionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. Vol. 15. No. 6. 2018. P. 119–130 (in Russian).

7. *Avanesov G.A., Bessonov R.V., Smetanin P.S., Filippova O.V., Elyashev Ya.D.* Osobennosti izmereniya koordinat zvezd optiko-elektronnyimi priborami s razlichnymi uglovymi razresheniyami [Features of measuring the coordinates of stars with optoelectronic devices with different angular resolutions]. *Covremennye problemy distancionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. 2018. Vol. 15. No. 6. P. 103–112 (in Russian).

8. *Prokhorov M.E., Zakharov A.I., Zhukov A.O., Gladyshev A.I., Kuznetsova I.V.* O vozmozhnosti avtonomnogo opredeleniya orbity kosmicheskogo apparata [On the possibility of autonomous determination of the orbit of a spacecraft]. *Covremennye problemy distancionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. 2018. Vol. 15. No. 6. P. 267–273 (in Russian).

9. *Prokhorov M.E., Zakharov A.I., Mironov A.V., Nikolaev F.N., Tuchin M.S.* Sovremennye datchiki zvezdnoj orientacii [Modern sensors of stellar orientation]. *Fizika Kosmosa: Trudy 38 mezhdunarodnoj studencheskoj nauchnoj konferencii*. 2009. P. 170–186 (in Russian).

10. *Aleshin B.S., Tyuvin A.V., Chernomorsky A.I., Plekhanov V.E.* Proektirovanie besplatformennykh inercial'nykh navigacionnykh sistem [Design of free-form inertial navigation systems]. Moscow, MAI-Print Publ. 2009. 396 p.

11. *Lipton A.* Vystavka inercial'nykh sistem na podvizhnom osnovanii [Exhibition of inertial systems on a movable base]. Moscow, Nauka Publ. 1971. 168 p.

12. *Rivkin S.S., Ivanovsky R.I., Kostrov A.V.* Statisticheskaya optimizatsiya navigacionnykh sistem. [Statistical optimization of navigation systems]. Leningrad: Sudstroenie Publ. 1976. 280 p.

13. *Andreev A.G., Ermakov V.S., Severov V.S., et al.* Sposob nachal'noj vystavki inercial'noj navigacionnoy sistemy [Method of initial exhibition of an inertial navigation system]. Patent RF, no. 2215994 C1. IPC G 01 C 21/18. Applicant and patent holder of JSC PNPPK. No. 2002113869/28.

14. *Naumchenko V.P.* Podhod k postroeniyu algoritma nachal'noj vystavki inercial'nykh navigacionnykh sistem [Approach to the construction of the algorithm of the initial exhibition of inertial navigation systems]. *Sbornik tezisov rabot mezhdunarodnoj molodyozhnoj nauchnoj konferencii XLVIII «Gagarinskie chteniya»*. 2022. P. 173–174 (in Russian).

15. *Naumchenko V.P., Ilyushin P.A., Pikunov D.G., Soloviev A.V.* Optimizatsiya processa nachal'noj vystavki inercial'nykh navigacionnykh sistem [Optimization of the process of the initial exhibition of inertial navigation systems]. *Molodezh'. Tekhnika. Kosmos: trudy chetyrnadcatoy obshcheros. molodezhn. nauch.-tekhn. konf.* [Youth. Technic. Cosmos: Proceedings of the fourteenth General Conference. youth. science.-tech. conf. 2022 Vol. 2. P. 186–189 (in Russian).

16. *Naumchenko V.P.* Sovremennyy podhod postroeniya algoritma nachal'noj vystavki inercial'nykh

navigacionnykh sistem platformennogo klassa [A modern approach to constructing an algorithm for the initial exhibition of inertial navigation systems of the platform class]. *Kuznechno-shtampovoye proizvodstvo. Obrabotka materialov davleniem*, 2022. No. 9. P. 51–59 (in Russian).

17. *Belsky L.N., Vodicheva L.V., Parysheva Yu.V.* Besplatformennaya inercial'naya navigacionnaya sistema dlya sredstv vyvedeniya: tochnost' nachal'noj vystavki i periodicheskaya kalibrovka [Free-form inertial navigation system for launch vehicles: accuracy of the initial exhibition and periodic calibration]. *Yubilejnaya XXV Sankt-Peterburgskaya mezhdunarodnaya konferenciya po integrirovannym navigacionnym sistemam [Jubilee XXV St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems]*. 2018. P. 260–263 (in Russian).

18. *Emeliantsev G.I., Stepanov A.P., Blazhnov B.A.* O nachal'noj vystavke korabel'noj BINS v usloviyakh kachki [About the initial exhibition of shipboard BINS in conditions of pitching]. *Giroskopiya i navigatsiya*. 2020. Vol. 28. No. 3 (110). P. 3–17 (in Russian).

19. *Ilyushin P.A., Naumchenko V.P., Soloviev A.V.* Analiz shumovykh harakteristik besplatformennogo inercial'nogo bloka kosmicheskogo naznacheniya [Analysis of noise characteristics of a strapless inertial block for space purposes]. *Tezisy dokladov XXII Nauchno-tekhnicheskoy konferencii, posvyashchennoj 60-letiyu poleta YU.A. Gagarina, 75-letiyu raketno-kosmicheskoy otrasli i osnovaniyu PAO «RKK «Energiya»*. Korolev. *Sbornik tezisov dokladov [Abstracts of the XXII Scientific and Technical Conference dedicated to the 60th anniversary of Yuri Gagarin's flight, the 75th anniversary of the rocket and space industry and the founding of PJSC RSC Energia. Korolev. Collection of abstracts]*. 2021. P. 261–263 (in Russian).

20. *Litvin M.A., Malyugina A.A., Miller A.B., Stepanov A.N., Chikrin D.E.* Tipy oshibok v inercial'nykh navigacionnykh sistemah i metody ih approksimatsii [Types of errors in inertial navigation systems and methods of their approximation]. *Informatsionnye processy*. 2014. Vol. 14. No. 4. P. 326–339 (in Russian).

21. *Petrova N.A., Polushkin V.M.* Vidy pogreshnostej mikromekhanicheskikh datchikov i metody ih analiza [Types of errors of micromechanical sensors and methods of their analysis], *Inzhenernyy vestnik Dona*. 2019. No. 1 (in Russian)

22. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros. 2003. 77 p.

23. *Novoselov A.S., Moskalev S.A., Panko A.A., Pospelov A.V., Nedopekin N.V., Luzgina O.N.* O vozmozhnostyakh vybora metoda ocenki dreyfovyykh harakteristik volnovykh tverdotel'nykh giroskopov GE 006 na osnove eksperimental'nogo podtverzhdeniya [On the possibilities of choosing a method for estimating the drift characteristics of GE 006 wave solid-state gyroscopes based on experimental confirmation]. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh sistem*. 2021. No. 2. P. 53–61 (in Russian).

24. Tyumentsev Yu.V., Chernyshev A.V. Obuchenie nejronnyh setej pryamogo rasprostraneniya: Uchebnoe posobie. [Training of neural networks of direct propagation: a textbook]. M.: MAI Publ. 2012. 48 p.

25. Naumchenko V.P. Postroenie algoritma girokompasirovaniya na osnove metodov odnomernoj bezuslovnoj optimizacii pri pomoshchi girokompasa analiticheskogo tipa s DUS [Constructing a gyrocompassing algorithm based on one-dimensional unconditional optimization methods using an analytical type gyrocompass with DUS]. Sbornik tezisov rabot mezhdunarodnoj molodezhnoj nauchnoj konferencii XLVII Gagarinskie chteniya [Collection of abstracts of the international Youth scientific conference XLVII Gagarin Readings], 2021. P. 319–320 (in Russian).

26. Golovanov V.A. Girokopicheskoe orientirovanie: ucheb. posobie [Gyroscopic orientation: Textbook. Stipend]. St. Petersburg, SPGGI Publ. 2004. 92 p.

27. Artillerijskie girokompasy: kurs lekcij [Artillery gyrocompasses: a course of lectures]. St. Petersburg State University of Information Technologies, Mechanics and Optics. Spb. 2010. 104 p.

28. Boronakhin A.M., Dao V. B., Le V. Ch., Ndayishimiye E. Girokompas s kvazigarmonicheskoy avtokompensacionnoj podstavkoj [Gyrocompass with quasi-harmonic autocompensation stand]. Izvestiya SPBGETU LETI. 2018. No. 5. P. 82–88 (in Russian).