

Научная статья
УДК 629.7.054.07
DOI: 10.34759/vst-2023-2-158-168

ОПТИМИЗАЦИОННЫЙ ПОДХОД К НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКЕ ПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ШУМОВ

Владислав Павлович Наумченко^{1✉}, Павел Алексеевич Илюшин²,
Дмитрий Григорьевич Пикунов³, Алексей Владимирович Соловьёв⁴
^{1, 2, 3, 4} Филиал АО «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»,
Москва, Россия
¹ 8987nau@mail.ru✉
² P.Ilyushin@russian.space
³ D.Pikunov@russian.space
⁴ AV.Solovev@russian.space

Аннотация. Задача выведения космических ракет (КР) на целевую орбиту является чрезвычайно ответственной и сложной, поскольку для развертывания спутниковой группировки или осуществления исследовательской деятельности людей в космосе на борту космического аппарата необходима их точная доставка на заданную орбиту с учетом параметров орбиты, характерных для каждого конкретного запуска.

Воздействие возмущающих факторов на этапе выведения отрицательно сказывается на навигации КР по спутниковым навигационным системам, они способствуют искажению и потере навигационного спутникового сигнала. В связи с этим необходимо осуществлять автономное выведение КР. Поскольку вывод происходит автономно в соответствии с показаниями инерциальных навигационных систем (ИНС), итоговая ошибка вывода будет отсчитываться от ошибки, обусловленной точностью начальной выставки. Более того, координаты запуска КР известны с геодезической точностью, а начальные скорости пренебрежимо малы. Следовательно, начальная ошибка будет сформирована ошибкой начальной ориентации инерциального измерительного блока, который включает в себя триаду акселерометров и гироскопов, относительно определенного географического базиса.

Предложен принципиально новый подход построения алгоритма начальной выставки платформенной ИНС с целью повышения быстродействия и точности выставки. Проведено имитационное моделирование предложенного алгоритма, оценка быстродействия и точности при решении оптимизационной задачи, анализ влияния шумов инерциальных датчиков на быстродействие и точность выставки.

Ключевые слова: начальная выставка гироплатформы, типовые шумы инерциальных датчиков, вариация Аллана, частотный спектр шумов, оптимизационный алгоритм начальной выставки

Для цитирования: Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. Оптимизационный подход к начальной выставке платформенной инерциальной системы при воздействии шумов // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 158–168. DOI: 10.34759/vst-2023-2-158-168

Original article

OPTIMIZATION APPROACH TO THE PLATFORM INERTIAL SYSTEM ALIGNMENT UNDER THE IMPACT OF NOISE

Vladislav P. Naumchenko^{1✉}, Pavel A. Ilyushin²,
Dmitrii G. Pikunov³, Aleksei V. Solov'ev⁴
^{1,2,3,4} JSC "TsENKI" – "NII PM",
Moscow, Russia
¹ 8987nau@mail.ru✉
² P.Ilyushin@russian.space
³ D.Pikunov@russian.space
⁴ AV.Solovev@russian.space

Abstract

The task of putting space rockets (space intended objects) into the target orbit is an extremely responsible and complicated task since exact delivery to the specified orbit with respect to the orbit parameters characteristic for each particular launching is required for the a satellite constellation deploying, or human scientific activities implementing in space onboard a spacecraft.

The perturbing factors impact at the stage of leading out affect adversely the object navigation by the satellite systems since it contributes to the distortion and loss of the navigation satellite signal. Autonomous object leading out has to be performed thereby. As long as this leading out is being performed autonomously by the inertial navigation systems (INS) readings, the total error of leading out would be read-out stipulated by the initial setting accuracy. The coordinates of the object being launched are known herewith with geodetic accuracy, and initial velocities are negligibly small. Thus, the initial error will be formed by the initial orientation error of the inertial measuring unit, including the triad of accelerometers and gyroscopes relative to a certain geographic basis.

The object of research in this work is the algorithm for initial setting of the platform class inertial navigation system for the objects of various classes and applications.

The purpose of the study consists in elaboration of the algorithm for the goniometrical initial setting of the platform inertial navigation system based on application of mathematical programming methods, and noises effect estimation of inertial sensors (gyroscopes and accelerometers) on response time and accuracy of the setting.

The authors proposed a fundamentally new approach to the algorithm elaboration for the platform INS initial setting to reduce its response time and enhance its accuracy. Simulation modeling of the proposed algorithm, as well estimation and analysis of the noises effect on its efficiency were performed

Keywords: gyro platform initial alignment, typical noise of inertial sensors, Allan variance, noise spectrum, initial alignment optimization algorithm

For citation: Naumchenko V.P., Ilyushin P.A., Pikunov D.G., Solov'ev A.V. Optimization Approach to the Platform Inertial System Initial Alignment under the Impact of Noise. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 158-168. DOI: 10.34759/vst-2023-2-158-168

Введение

В процессе эксплуатации инерциальных навигационных систем для ракет космического назначения (объектов) требуется проведение их начальной выставки в преддверии запуска [1–3]. Поскольку координаты места запуска чаще всего известны с геодезической точностью (координаты космодромов), а линейные скорости в состоянии покоя пренебрежимо малы, итоговая погрешность начальной выставки, а следовательно, и начальная погрешность будут определяться погрешностью канала ориентации ИНС при запуске изделий.

ИНС платформенного класса до сих пор успешно используются в современных навигационных системах высокой точности, например, при стабилизации систем оптического наблюдения БПЛА [4–6] или при построении телескопов [7].

С другой стороны, к средствам выведения, особенно для пилотируемых аппаратов, предъявляются достаточно жесткие требования к точности начальной выставки ИНС, что обусловило жесткие требования к точностным параметрам датчиков 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.с, по азимутальной выставке – 2 угл.мин, что обеспе-

чивает требуемую точность выведения, в том числе и в инерциальном режиме [8].

Одним из преимуществ платформенных ИНС по сравнению с бесплатформенными (БИНС) является обеспечение комфортных условий работы акселерометров и гироскопов благодаря изоляции их от угловых колебаний и вибраций корпуса изделия, а также возможность проведения предполетной калибровки на борту объекта [9].

Среди наиболее распространенных подходов выставки ИНС выделяют следующие три:

- автономная выставка по показаниям только гироскопов и акселерометров самой ИНС [10];
- выставка по показаниям других навигационных систем, входящих в навигационный комплекс объекта (например, спутниковая навигационная система или астродатчик), с применением оптимального фильтра Калмана [11, 12];
- трансферная выставка по показаниям уже предварительно выставленной ИНС, находящейся на борту объекта [13, 14].

Наиболее распространенный подход – коррекция ИНС от внешних источников, в том числе и при начальной выставке [11–14]. Однако на практике встречаются случаи, когда из-за временного отсутствия сигнала от внешнего источника информации коррекция ИНС невозможна. Сигналы спутниковых навигационных систем подвержены воздействиям активных и пассивных помех, поэтому могут возник-

нуть интервалы, когда нельзя получить достоверную информацию [5, 15–17].

Требование к предварительно выставленной ИНС на борту существенно ограничивает применение трансферной выставки. При этом необходимо учитывать, что общая ошибка ориентации выставляемой платформы складывается из ошибки выставки базовой относительной системы отсчета и ошибки согласования базовой и выставляемой платформ.

Автономный алгоритм начальной выставки (классический двухэтапный) строится на базе последовательного проведения этапов горизонтирования и гирокомпасирования [1–3, 18, 19]. Недостатком такого алгоритма является его значительная продолжительность (до 20 минут) и отсутствие гибкости – необходимость строгого соблюдения последовательности этапов. Альтернатив такому алгоритму в автономном исполнении в технической литературе не обнаружено. В связи с этим цель настоящей статьи состоит в описании автономного алгоритма начальной выставки ИНС платформенного класса, базирующегося на оптимизационном принципе, когда для выставки платформы необходимо решить задачу многомерной оптимизации, в которой вектор состояния (оптимизируемых параметров) включает показания проекций гироскопов и акселерометров на их оси чувствительности. Особое внимание уделено влиянию шумов в первичных показаниях датчиков на точность и быстродействие алгоритма.

Проведено сравнение классического двухэтапного алгоритма выставки и оптимизационного по критериям времени достижения установившегося режима (окончания выставки) и величине отклонения вычисленных углов от средних значений углов в установившемся режиме.

Объектом исследования в работе является алгоритм начальной выставки инерциальной навигационной системы платформенного класса для объектов различного класса и применений.

Цель исследования – построение алгоритма угломерной начальной выставки платформенной ИНС на базе применения методов математического программирования и оценка влияния шумов инерциальных датчиков (гироскопов и акселерометров) на быстродействие и точность выставки.

Актуальность, новизна и практическая значимость исследования обусловлены возможностью внедрения нового подхода к проведению начальной выставки платформенных инерциальных систем без изменения их конструктивных исполнений, за счет уточнения их программного обеспечения в центральном вычислителе. Применение оптимизационных методов позволяет проводить начальную выставку в ускоренном режиме, а широкий арсенал самих методов дает возможность уточнять алгоритм в зависимости от внешних условий среды.

В ходе написания работы были использованы следующие методы исследования: общенаучные (анализ,

синтез, индукция, дедукция, аналогия), специальные методы (логический, сравнительный, моделирование).

Модель показаний инерциальных датчиков

Решение задачи начальной выставки будет проходить в географической системе координат, которую определяет географический базовый трехгранник $OHNE$.

Будем считать, что триада гироскопов и триада акселерометров объединены в один общий инерциальный измерительный блок (ИИБ), формирующий правый ортогональный трехгранник $Ox_6y_6z_6$, где O – геометрический центр масс ИИБ.

ИИБ расположен на платформе, образующей трехгранник $Ox_пy_пz_п$, где O – геометрический центр масс и подвеса платформы; $x_п$ – ось платформы, совпадающая с продольной осью объекта; $y_п$ – ось платформы, направленная на географический север; $z_п$ – ось платформы, направленная на восток и дополняющая трехгранник до правой тройки.

Считаем, что центры всех трех базисов расположены в одной точке O , а их рассогласование возможно только по угломерной привязке. Поэтому учитываем углы невязки между ИИБ и платформой Δ_{xy} , Δ_{xz} , Δ_{yx} , Δ_{zy} , Δ_{zx} , а также искомые углы отклонения платформы от плоскости горизонта и плоскости истинного меридиана. На рис. 1 приведены взаимные ориентации указанных базисов.

Уравнения показаний гироскопов и акселерометров на оси платформы после проведения предстартовой калибровки и учета систематических ошибок имеют вид:

$$\begin{pmatrix} \Omega_{xп} \\ \Omega_{yп} \\ \Omega_{zп} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11}^\Omega + \delta S_{11}^\Omega & 0 & 0 \\ 0 & S_{22}^\Omega + \delta S_{22}^\Omega & 0 \\ 0 & 0 & S_{33}^\Omega + \delta S_{33}^\Omega \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta \Omega_x \\ \delta \Omega_y \\ \delta \Omega_z \end{pmatrix};$$

$$\begin{pmatrix} a_{xп} \\ a_{yп} \\ a_{zп} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11}^a + \delta S_{11}^a & 0 & 0 \\ 0 & S_{22}^a + \delta S_{22}^a & 0 \\ 0 & 0 & S_{33}^a + \delta S_{33}^a \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{pmatrix}, \tag{1}$$

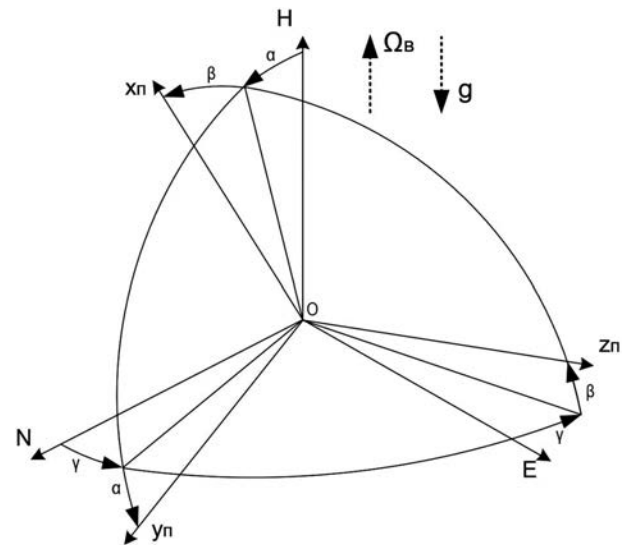


Рис. 1. Взаимная ориентация базисов $OHNE$ $OHNE$ и $Ox_пy_пz_п$

где S_{11}, S_{22}, S_{33} – номинальные значения масштабных коэффициентов; $\delta S_{11}, \delta S_{22}, \delta S_{33}$ – случайные погрешности масштабных коэффициентов; $\Omega_{x,y,z}, a_{x,y,z}$ – фактические величины проекций угловой скорости вращения Земли на оси чувствительности (ОЧ) соответствующих гироскопов и проекций ускорения свободного падения на ОЧ соответствующих акселерометров; $\delta\Omega_{x,y,z}, \delta a_{x,y,z}$ – случайные составляющие нулевого сигнала (шумы измерений).

Случайные составляющие нулевых сигналов будем рассматривать как суперпозицию белого шума $\Omega_\epsilon, a_\epsilon$ и цветного шума Ω_ζ, a_ζ в виде:

$$\begin{aligned} \delta a &= a_\zeta + a_\epsilon; \\ \delta\Omega &= \Omega_\zeta + \Omega_\epsilon. \end{aligned} \tag{2}$$

Подставляя (2) в (1), получаем, 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.

В соответствии с [20] можно выделить наиболее часто встречающиеся типы шумов в показаниях инерциальных датчиков, табл. 1.

Наименования шумов соответствуют их интерпретации с точки зрения вариации Аллана [21–24]. С другой стороны, в [20] также приводятся названия этих шумов по цвету. Первые четыре типа шумов наиболее распространены в показаниях инерциальных датчиков навигационного типа. Поэтому в рамках работы будут рассматриваться именно эти шумы. На рис. 2 приведены отображения типовых нормированных по амплитуде несмещенных шумов (в соответствии с табл. 1) во временной области, а на рис. 3 – в частотной.

Из рис. 2 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 на рассматриваемом интервале времени, и относи-

тельная амплитуда имеет величины большие, чем для высокочастотных шумов, особенно для красного. 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. 3 показывает максимальное усиление относительной СПМ для красного и розового шумов (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 высокую степень схожести.

Двухэтапный алгоритм выставки

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, находясь в плоскости горизонта, должны показывать величины близкие к нулю, с точностью, определяемой уровнем их шумов.

В установленном режиме отклонения платформы от плоскости горизонта Φ_x, Φ_y имеют вид:

$$\begin{aligned} \Phi_x &\cong \frac{Rk_1}{k_2} \frac{1}{\left[(S_{22}^a + \delta S_{22}^a)g + \delta a_y \right]} \delta\Omega_{x_n}; \\ \Phi_y &\cong \frac{Rk_1}{k_2} \frac{1}{\left[(S_{11}^a + \delta S_{11}^a)g + \delta a_x \right]} \delta\Omega_{y_n}, \end{aligned} \tag{3}$$

где k_1, k_2 – коэффициенты усиления контуров горизонтирования; R – радиус Земли; g – ускорение свободного падения.

После горизонтирования проводится этап гирокомпасирования. Начальная величина угла азимута определяется из соотношения:

Таблица 1

Типовые шумы в показаниях инерциальных датчиков

Тип шума		СПМ $S(f)$	ВА $\sigma^2(\tau)$	
	Гироскоп			Акселерометр
1	Шум квантования	$(2\pi f)^2 Q^2$	$3Q^2/\tau^2$	
2	Случайное блуждание (дрейф) угла	Случайное блуждание (дрейф) скорости	$f^0 N^2$	N^2/τ
3	Фликкер-шум (нестабильность смещения нуля)	$B^2/(2\pi f)$	$2B^2\varphi(\pi f\tau)/\pi$	
4	Случайное блуждание (дрейф) скорости	Случайное блуждание (дрейф) ускорения	$[K/(2\pi f)]^2$	$K^2\tau/3$
5	Мультипликативная систематическая составляющая	$R^2/(2\pi f)^3$	$R^2\tau^2/2$	

$$\psi = -\arctg \frac{\Delta V_y}{\Delta V_x}, \tag{4}$$

где $\Delta V_x, \Delta V_y$ – выходные показания первого интегратора, пропорциональные линейным скоростям платформы.

Поскольку платформа находится в покое, эти сигналы пропорциональны интегралам от ошибок горизонтальных акселерометров, а следовательно, и их шумам.

По значению начального угла формируется сигнал для разворота платформы в плоскости меридиана, который также пропорционален шумам датчиков:

$$\omega_{pz} \cong \delta\Omega_{z_0} + f[\psi(\delta a_x, \delta a_y)]. \tag{5}$$

Таким образом, рассмотрен автономный двух-этапный алгоритм начальной выставки платформы с учетом шумов в показаниях инерциальных датчиков, которые являются основными ошибками на этапах горизонтирования и гирокомпасирования.

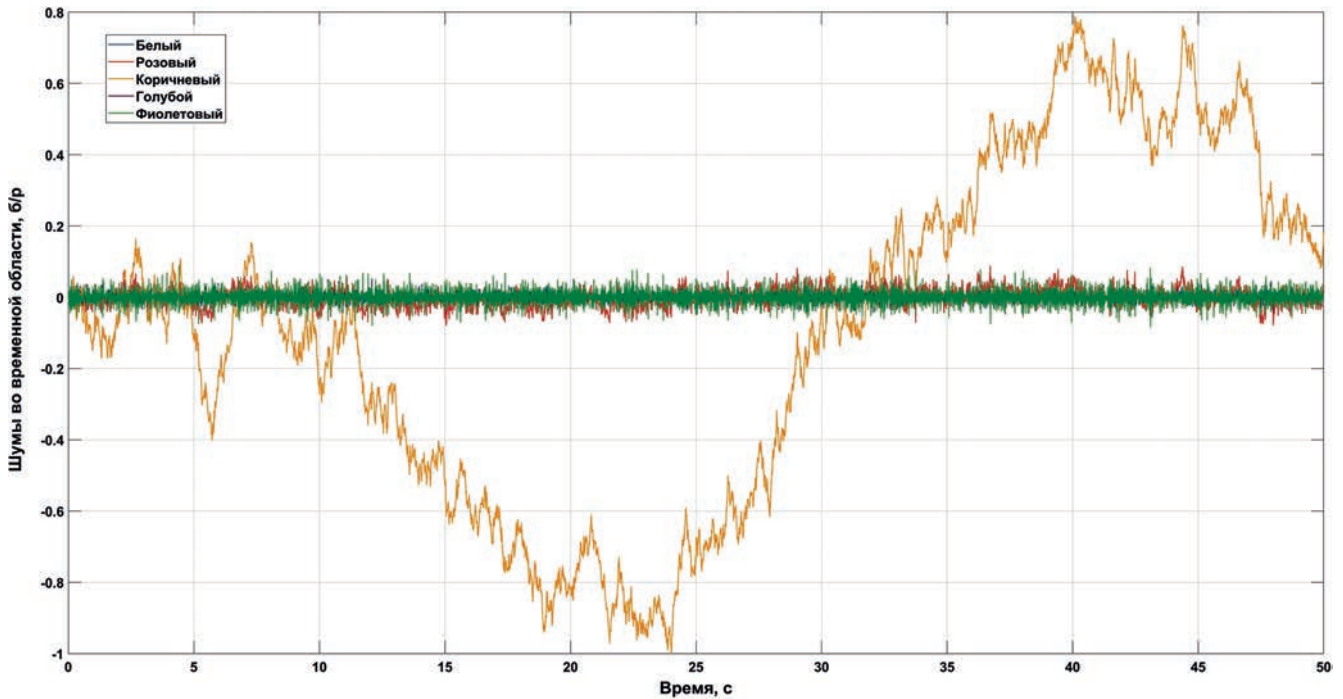


Рис. 2. Шумы инерциальных датчиков во временной области

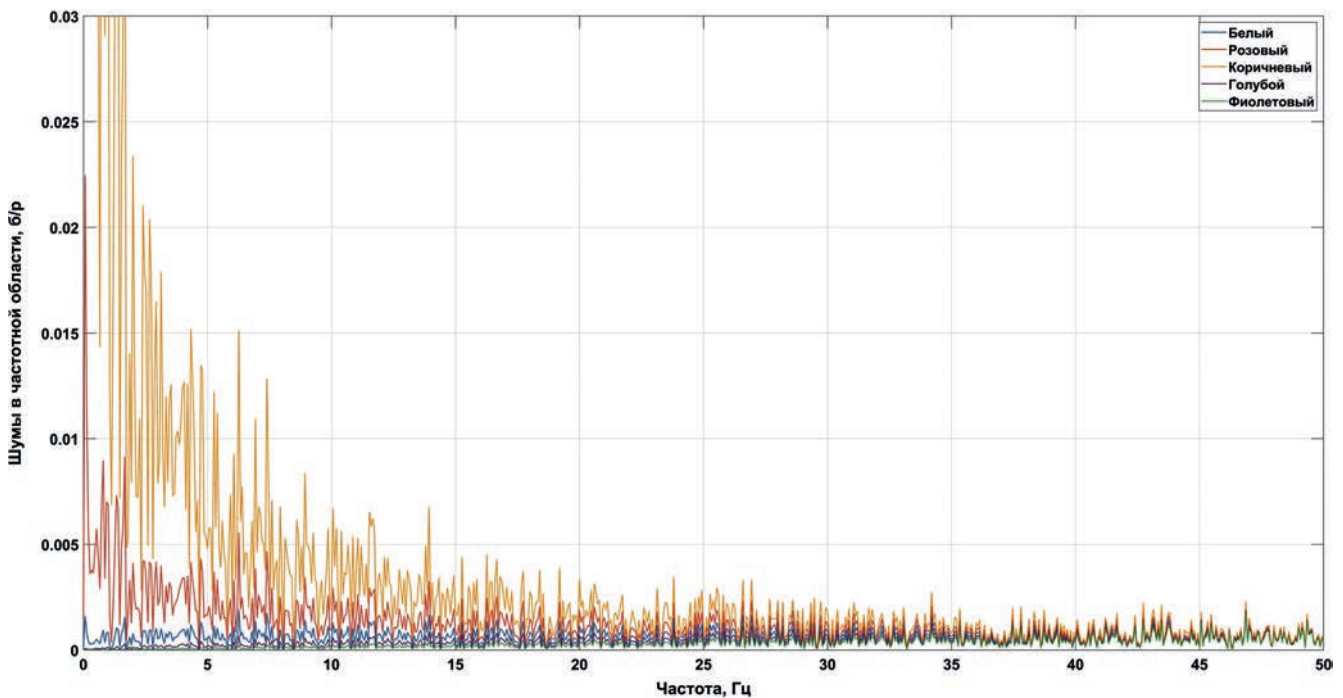


Рис. 3. Шумы инерциальных датчиков в частотной области

Оптимизационный алгоритм выставки

В связи с тем, что начальная выставка по двух-этапному алгоритму требует значительных временных затрат, можно прибегнуть к иному автономному подходу для ее проведения, который опирается на решение многопараметрической оптимизационной задачи на основе показаний трех акселерометров и трех гироскопов, входящих в ИИБ. Предполагается, что такой подход улучшит быстродействие выставки при требуемом уровне точности, а также обеспечит требуемые динамические показатели системы в целом.

Для начала рассмотрим распределение проекций ускорения силы тяжести и угловой скорости вращения Земли на оси чувствительности акселерометров

и гироскопов в зависимости от их ориентации в географической системе координат. На рис. 4 приведена поверхность проекций ускорения свободного падения на ОЧ акселерометров в зависимости от углов тангажа и крена.

Действительно, поскольку проекция ускорения силы тяжести будет максимальна при вертикальном направлении ОЧ, а в горизонтальном положении, наоборот, близка к нулю, будет получена параболическая (в действительности косинусоидальная) поверхность, изображенная на рис. 4.

На рис. 5 приведена поверхность проекций угловой скорости вращения Земли на ОЧ гироскопов в зависимости от углов тангажа и курса.

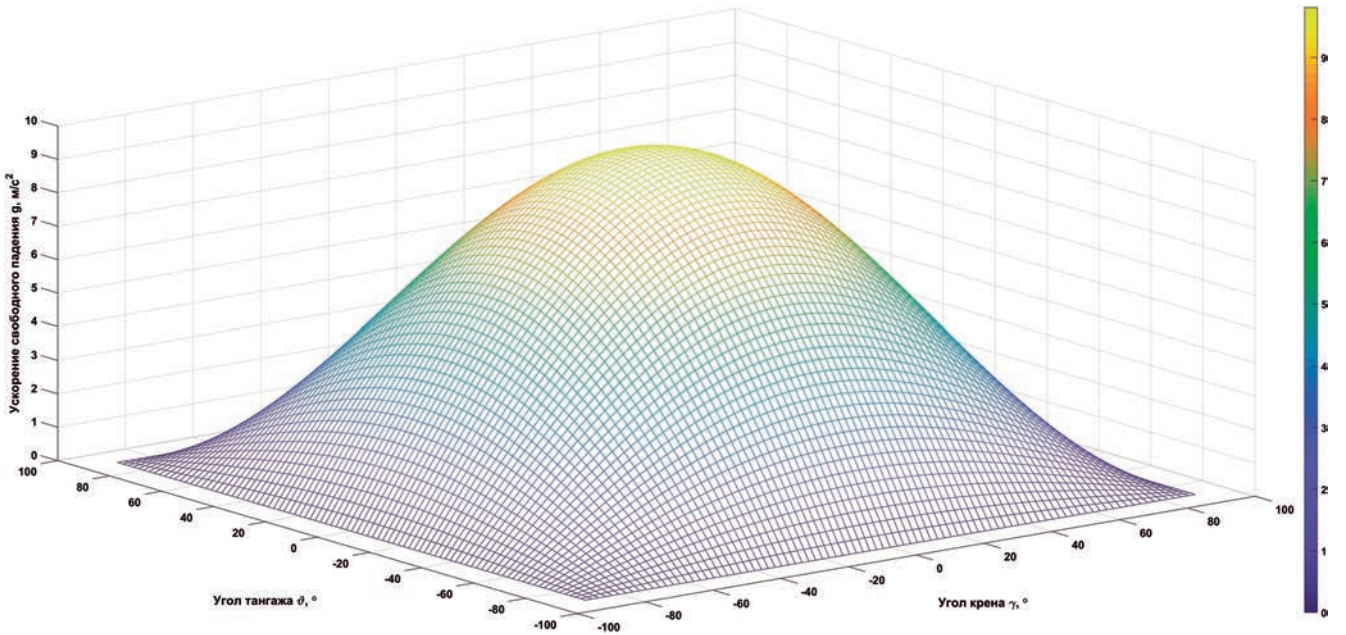


Рис. 4. Уровневая поверхность проекций ускорения свободного падения на ОЧ акселерометров

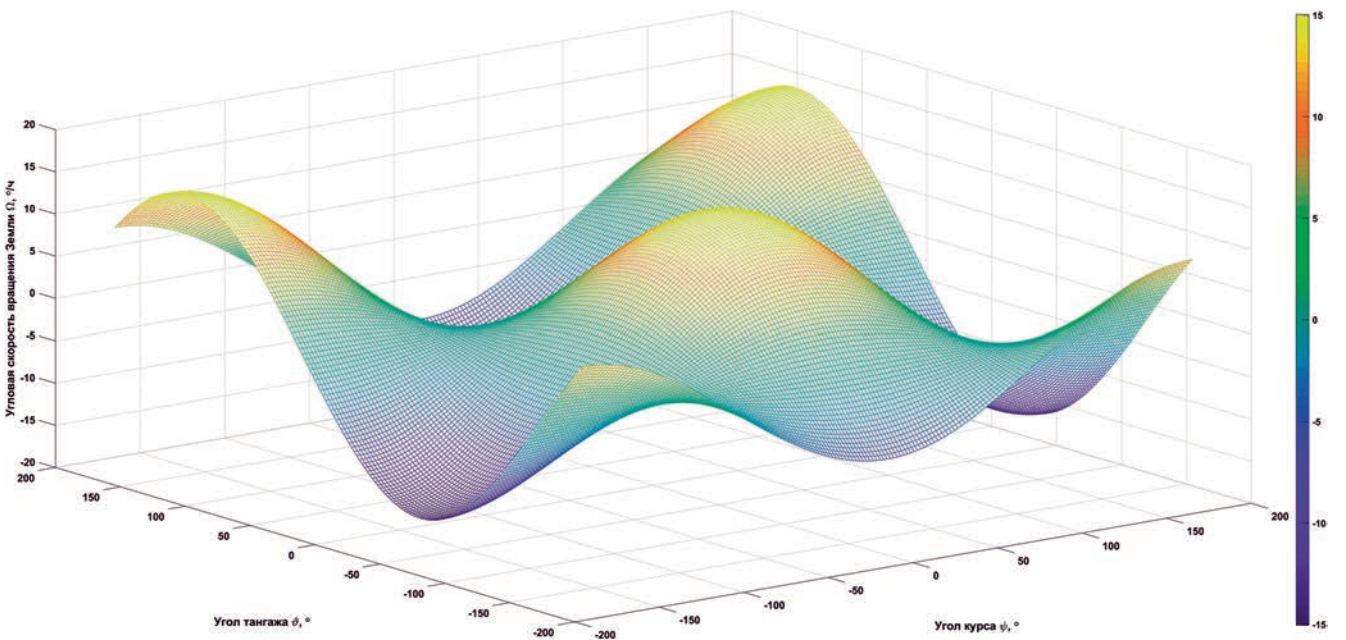


Рис. 5. Уровневая поверхность проекций угловой скорости вращения Земли на ОЧ гироскопов

Проекция угловой скорости вращения Земли на ОЧ гироскопов зависит не только от ориентации ИИБ, но и от широты места. Например, на экваторе максимальная проекция будет приходиться при направлении на географический север, в то время как на полюсах – при вертикальном. На широте Москвы будет преобладать вертикальная составляющая, однако в информационном плане важной является горизонтальная.

Рассмотрим математическую основу построения такого алгоритма, которая базируется на применении оптимизационных методов. В общей интерпретации алгоритм строится на следующем рекуррентном соотношении:

$$\begin{aligned} W_{k+1} &= W_k + \mu p_k; \\ p_k &= -g_k + \beta_k p_{k-1}; \\ g_k &= \nabla \varepsilon(W_k). \end{aligned} \tag{6}$$

Здесь $W_k = (A_k^1 \ A_k^2 \ A_k^3 \ G_k^1 \ G_k^2 \ G_k^3)$ – 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.

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

$$\varepsilon_{\text{орп}} = \begin{cases} t_i \geq t_{\text{max}} \\ \left\{ \begin{aligned} |\vartheta_i - \vartheta_{i-1}| &\leq \Delta \varepsilon_{\vartheta}; \\ |\gamma_i - \gamma_{i-1}| &\leq \Delta \varepsilon_{\gamma}; \\ |\psi_i - \psi_{i-1}| &\leq \Delta \varepsilon_{\psi}, \end{aligned} \right. \end{cases} \tag{7}$$

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.

Направление поиска в (6) определяется значением градиента g_k на текущем шаге k , направлением поиска на предыдущем шаге p_{k-1} и вектором коэффициентов β_k . Например, расчет коэффициентов возможен при помощи алгоритма Флетчера–Ривза:

$$\beta_k = \frac{g_k^T g_k}{g_{k-1}^T g_{k-1}}, \tag{8}$$

или Полака–Рибьера

$$\beta_k = \frac{\Delta g_{k-1}^T g_k}{g_{k-1}^T g_{k-1}}, \tag{9}$$

или Хестенса–Штейфеля:

$$\beta_k = \frac{\Delta g_{k-1}^T g_k}{g_{k-1}^T p_{k-1}}. \tag{10}$$

Эти алгоритмы основываются на градиентном оптимизационном подходе. Также возможно построение алгоритма на базе квазиньютоновских методов, которые ориентированы на квадратичные модели. Общим залогом эффективности ньютоновских методов

является учет информации о кривизне минимизируемой функции, содержащейся в матрице Гессе (вторых производных) и позволяющей строить локально точные квадратичные модели. В квазиньютоновских методах данные относительной кривизны накапливаются на основе наблюдения за изменением градиента g во время итераций спуска. То есть возможно проводить аппроксимацию кривизны нелинейной функции без явного формирования ее матрицы Гессе. В таком случае поиск матрицы коэффициентов будет иметь вид:

$$\beta_k p_k = -g_k. \tag{11}$$

Исходное приближение β_0 , если нет какой-либо дополнительной информации, обычно полагают равным единичной матрице. При таком выборе β_0 первая итерация квазиньютоновского метода будет эквивалентна шагу наискорейшего спуска.

После определения $w_k + 1$ приближение матрицы Гессе β_k обновляется с учетом формулы пересчета:

$$\begin{aligned} \beta_{k+1} &= \beta_k - \frac{1}{s_k^T \beta_k s_k} \beta_k s_k s_k^T + \frac{1}{y_k^T s_k} y_k y_k^T + \\ &\quad + (s_k^T \beta_k s_k) w_k w_k^T; \\ w_k &= \frac{1}{y_k^T s_k} y_k - \frac{1}{s_k^T \beta_k s_k} \beta_k s_k, \end{aligned} \tag{12}$$

где $s_k = w_{k+1} - w_k = a_k p_k$ – вектор изменения аргумента w на k -й итерации; $y_k = g_{k+1} - g_k$ – приращение градиента.

Вектор w_k определяется таким образом, чтобы выполнялось основное свойство всех квазиньютоновских методов:

$$\beta_{k+1} s_k = y_k. \tag{13}$$

Добавив к β_{k+1} матрицу ранга один, кратную $w_k w_k^T$, мы не нарушим ни квазиньютоновское условие, ни условие симметрии. Формулу (12) принято называть формулой Дэвидона–Флетчера–Пауэла (DFP-формула).

Функциональная схема, описывающая рассматриваемый подход, приводится на рис. 6.

Блок акселерометров (БА) и блок гироскопов (БГ) инерциального измерительного блока (ИИБ) производят измерения проекций ускорения свободного падения g и угловой скорости вращения Земли Ω на оси чувствительности соответствующих инерциальных датчиков. Измеренные параметры n_i и Ω_i вследствие воздействия шумов отличаются от действительных и соответствуют n_i^* и Ω_i^* . Они поступают в центральный вычислительный модуль (ЦВМ), где проходят первичное аналогово-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 – быстроедействие, точность или их оптимальное соотношение, а также необходимые динамические показатели переходного процесса (колебательность, перерегулирование), после чего в блоке формирования критерия происходит установка

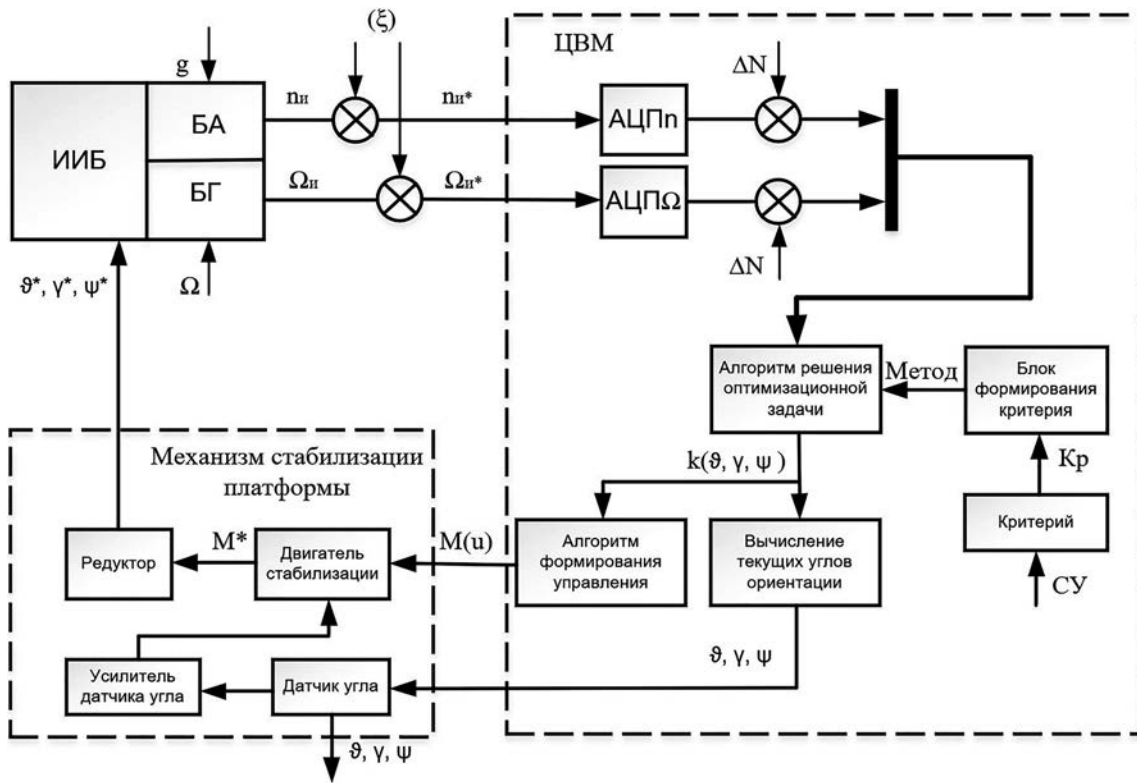


Рис. 6. Функциональная схема оптимизационного алгоритма начальной выставки

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 платформы, 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.

Имитационное моделирование начальной выставки

Проведем имитационное моделирование двухэтапного алгоритма и оптимизационного. Начальные значения углов отклонения платформы от плоскости горизонта для углов крена и тангажа 4° , а для угла курса -4° . За критерий 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 более 10^{-3} °/ч и 10^{-5} м/с² соответственно.

На рис. 7 приводится результат моделирования двухэтапного алгоритма без учета шумов датчиков.

Из рисунка видно, что угол рассогласования в горизонтальных каналах монотонно уменьшается, в то

время как у курсового канала имеется перерегулирование, вероятно, вызванное карданной ошибкой. Но в конечном итоге все показания сошлись в указанном диапазоне. Время достижения трубки точности для каналов: 241 с и 238 с для горизонтальных и 266 с для курсового.

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

Быстродействие для горизонтальных каналов увеличилось почти в четыре раза (61 с и 48 с), для курсового почти в два раза (130 с). При этом заметно проявление динамики платформы, заключающееся в перерегулировании для всех трех каналов, а не только для курсового. Динамику процессов в ходе выставки можно регулировать подбором соответствующих параметров в алгоритме.

Анализ и сравнение результатов при добавлении шумов датчиков

В табл. 2 приведено сравнение времени выставки для двухэтапного алгоритма и оптимизационного в невозмущенном режиме, а также относительное увеличение времени выставки при влиянии шумов датчиков.

В табл. 3 приведены математические ожидания (МО) и СКО углов крена γ , тангажа ν и рысканья ψ в установившемся режиме после окончания выставки.

По полученным результатам можно заключить, что наличие розового и красного шума в показаниях ведет 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

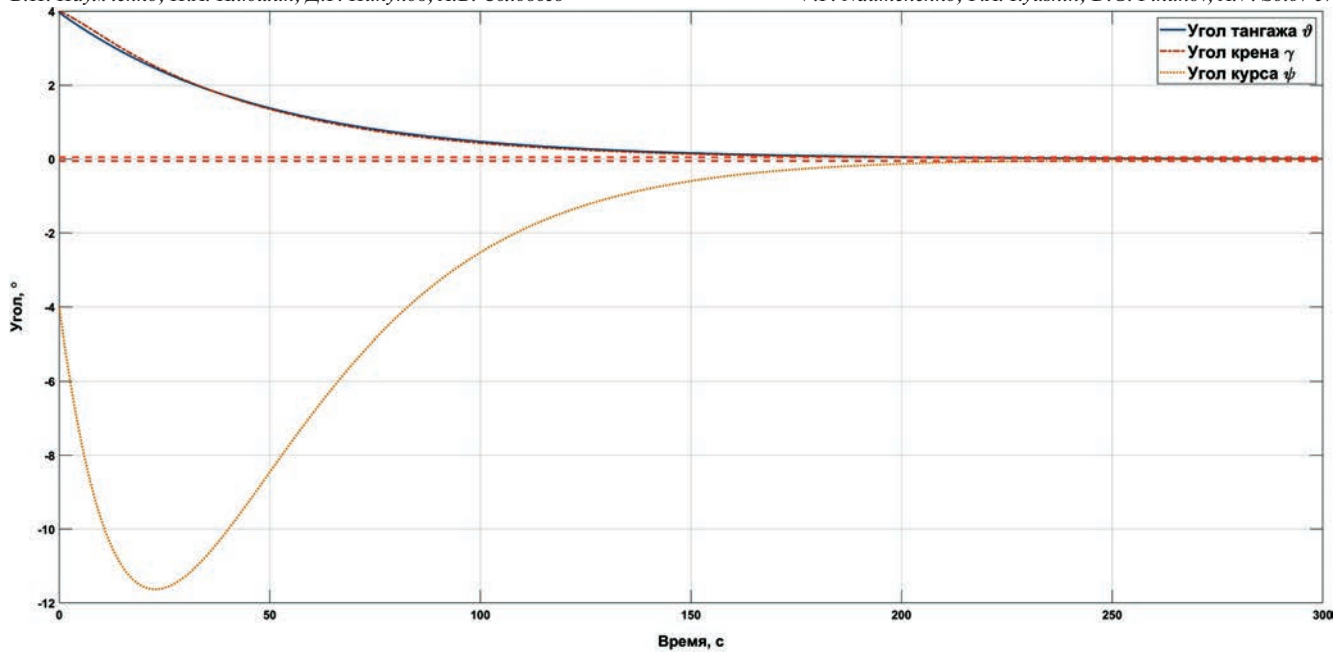


Рис. 7. Погрешности выставки ИНС без наличия шумов для двухэтапного алгоритма

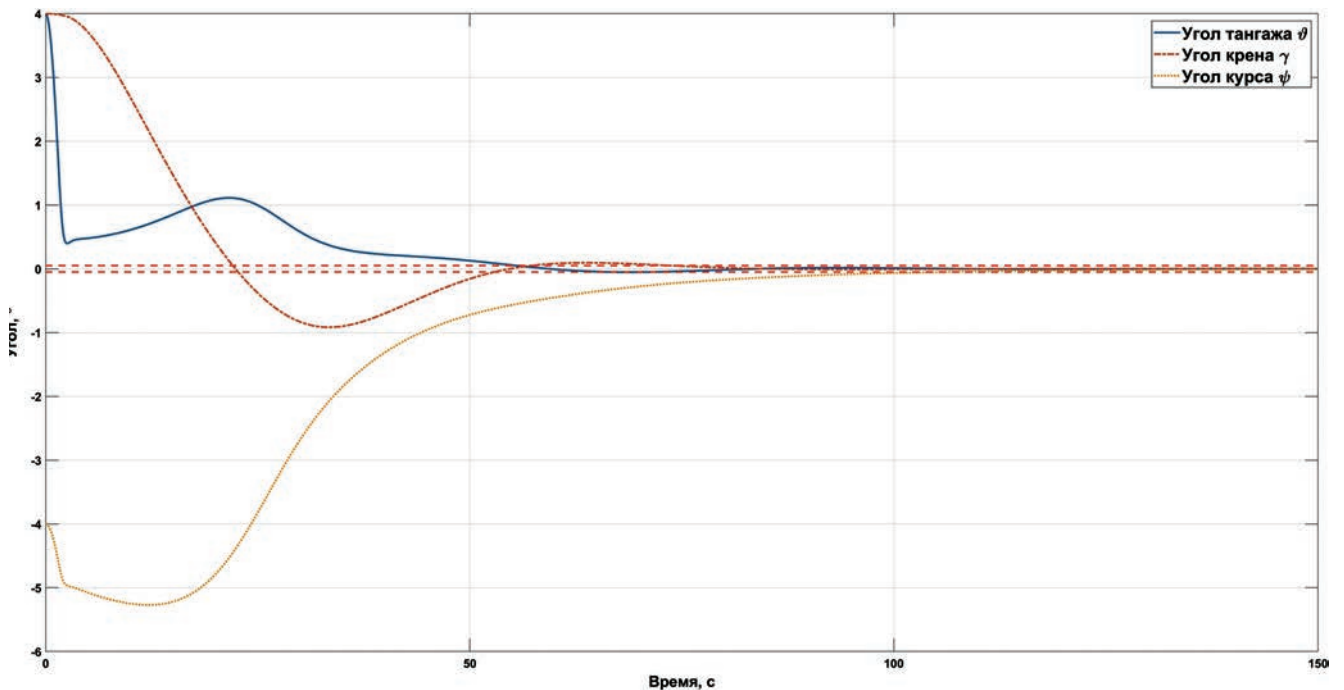


Рис. 8. Погрешности выставки ИНС без наличия шумов для оптимизационного алгоритма

установленных точностных требований более чем в шесть 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.

Таким образом, для успешной выставки платформы необходимы механизмы подавления и компенсации низкочастотных и среднечастотных шумов (см. рис. 2) – красного и розового. Они часто компенсируются на уровне самого датчика или прибора за счет термокомпенсации, магнитного экранирования или специальных алгоритмов обработки данных.

Выводы

В статье рассмотрено влияние шумов инерциальных датчиков ИНС платформенного типа на точность и быстродействие начальной выставки. Приведены математические соотношения, подтверждающие, что шумы инерциальных датчиков вносят основной вклад в точность и время 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 приближен-

Таблица 2

Время выставки

Тип шума	Время выставки, с					
	ДЭ	О	ДЭ	О	ДЭ	О
	ν		γ		ψ	
Без шума	238	61	241	48	266	130
Белый	276	82	292	57	291	152
Розовый	303	92	362	68	300	180
Красный	363	220	433	220	308	280
Синий	272	94	274	67	298	153
Фиолетовый	274	106	291	70	299	160

Примечание: ДЭ – двухэтапный алгоритм;
О – оптимизационный алгоритм

Таблица 3

СКО и МО углов в установившемся режиме

Тип шума	СКО, °			МО, °		
	ν	γ	ψ	ν	γ	ψ
Двухэтапный алгоритм						
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
Оптимизационный алгоритм						
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

ные 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.

Список источников

1. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Автономные системы. – М.: Наука, 1966. – 580 с.
2. Алешин Б.С., Афонин А.А., Веремеенко К.К. и др. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные навигационные технологии. – М.: Физматлит, 2006. – 424 с.

3. Веремеенко К.К., Желтов С.Ю., Ким Н.В. и др. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. – М.: Физматлит, 2009. – 556 с.
4. Лупанчук В.Ю. Система оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата и метод ее стабилизации // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 184–200. DOI: 10.34759/vst-2022-1-184-200
5. Sushchenko O.A., Goncharenko A.V. Design of Robust Systems for Stabilization of Unmanned Aerial Vehicle Equipment // International Journal of Aerospace Engineering. 2016. DOI: 10.1155/2016/6054081
6. Hilkert J.M. Inertially stabilized platform technology “Concepts and principles” // IEEE Control Systems Magazine. 2008. Vol. 28. No. 1, pp. 26–46. DOI: 10.1109/MCS.2007.910256
7. Егоров Ю.Г., Смирнов С.В. Адаптивная система коррекции инерциальной системы ориентации радиотелескопа // Авиакосмическое приборостроение. 2013. № 12. С. 5–10.
8. 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 (28–30 мая 2018; Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург, Россия): сборник материалов. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 260–263.
9. Алешин Б.С., Тювин А.В., Черноморский А.И., Плеханов В.Е. Проектирование бесплатформенных инерциальных навигационных систем: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-Принт, 2009. – 396 с.
10. Липтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании; Под ред. В.Л. Леонидова. – М.: Наука, 1971. – 167 с.
11. Groves P.D. Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems. - Second Edition - Artech House, 2013. - 800 p.
12. Salychev O.S. Verified approaches to inertial navigation. - Moscow, BMSTU Press, 2017. - 368 p.
13. Веремеенко К.К., Жарков М.В., Кузнецов И.М. и др. Трансферная выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы: алгоритмические особенности и численный анализ характеристик // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 57–64.
14. Веремеенко К.К., Савельев В.М. Выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата в полете // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. № 1. С. 111–121. DOI: 10.7868/S0002338812060145
15. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. - СПб.: Политехника, 2014. – 362 с.
16. Гончаров В.М., Зайцев А.В., Лупанчук В.Ю. Совершенствование методов координатометрии беспилотного летательного аппарата в условиях аномальности (искажения) спутниковых сигналов // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 206–221. DOI: 10.34759/vst-2020-4-206-221
17. Булочников Д.Ю., Ташков С.А., Шатовкин Р.Р. Исследование существующих способов автономного контроля целостности навигационных данных // NovaInfo.Ru. 2018. Т 1. № 91. С. 41–46.

18. Шитицын А.Г. Задачи и результаты исследования инерциальных навигационных систем // Научное обозрение. Технические науки. 2016. № 3. С. 130–137.
19. Балабаев О.С., Прохорцов А.В. Сравнительный анализ методов начальной выставки бинс на подвижном объекте // Известия ТулГУ. Технические науки. 2020. Вып. 11. С. 389–395.
20. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros. – The Institute of Electrical and Electronics Engineers, Inc. New York, USA, 2003, 83 p.
21. Литвин М.А., Малюгина А.А., Миллер А.Б. и др. Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их ап
Литвин М.А., Малюгина А.А., Миллер А.Б. и др. Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их ап

References

1. Andreev V.D. *Teoriya inertial'noi navigatsii. Avtonomnye sistemy* (Theory of inertial navigation. Autonomous systems), Moscow, Nauka, 1966, 580 p.
2. Aleshin B.S., Afonin A.A., Veremeenko K.K. et al. *Orientatsiya i navigatsiya podviznykh ob"ektov: sovremennye navigatsionnye tekhnologii* (Orientation and navigation of mobile objects: modern navigation technologies), Moscow, Fizmatlit, 2006, 424 p.
3. Veremeenko K.K., Zheltov S.Yu., Kim N.V. et al. *Sovremennye informatsionnye tekhnologii v zadachakh navigatsii i navedeniya bespilotnykh manevrennykh letatel'nykh apparatov* (Modern information technologies in the tasks of navigation and guidance of unmanned maneuverable aircraft), Moscow, Fizmatlit, 2009, 556 p.
4. Lupanchuk V.Y. Optical surveillance system of unmanned aerial vehicle and a method of its stabilization. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 184–200. DOI: 10.34759/vst-2022-1-184-200
5. Sushchenko O.A., Goncharenko A.V. Design of Robust Systems for Stabilization of Unmanned Aerial Vehicle Equipment. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2016. DOI: 10.1155/2016/6054081
6. Hilkert J.M. Inertially stabilized platform technology “Concepts and principles”. *IEEE Control Systems Magazine*, 2008, vol. 28, no. 1, pp. 26–46. DOI: 10.1109/MCS.2007.910256
7. Egorov Yu.G., Smirnov S.V. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2013, no. 12, pp. 5–10.
8. Bel'skii L.N., Vodicheva L.V., Parysheva Yu.V. *Yubileinaya XXV Sankt-Peterburgskaya mezhdunarodnaya konferentsiya po integrirovannym navigatsionnym sistemam (28-30 May 2018; Kontsern “TsNII “Elektropribor”, Sankt-Peterburg, Russia)*. Sbornik materialov, 2018, pp. 260–263.
9. Aleshin B.S., Tyuvin A.V., Chernomorskii A.I., Plekhanov V.E. *Proektirovanie besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh sistem* (Design of free-form inertial navigation systems), Moscow, MAI-Print, 2009, 396 p.
10. Lipton H. Alignment of inertial systems on a moving base. *National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C.*, 1967. – 184 p.
11. Groves P.D. *Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems. Second Edition*. Artech House, 2013, 800 p.
12. Salychev O.S. *Verified approaches to inertial navigation*, Moscow, BMSTU Press, 2017, 368 p.
13. Veremeenko K.K., Zharkov M.V., Kuznetsov I.M. et al. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatcionnaya tekhnika*, 2020, no. 4, pp. 57–64.
14. Veremeenko K.K., Savel'ev V.M. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2013, no. 1, pp. 111–121. DOI: 10.7868/S0002338812060145
15. Mikhailov N.V. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovykh radionavigatsionnykh sistem* (Autonomous navigation of spacecraft using satellite radio navigation systems), St. Petersburg, Politekhnik, 2014, 362 p.
16. Goncharov V.M., Zaitsev A.V., Lupanchuk V.Y. Coordinates measuring techniques improving of unmanned aerial vehicle in conditions of abnormality (distortion). *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no 4, pp. 206–221. DOI: 10.34759/vst-2020-4-206-221
17. Bulochnikov D.Yu., Tashkov S.A., Shanjkin R.R. *NovaInfo.Ru*, 2018, vol. 1, no. 91, pp. 41–46.
18. Shchipitsyn A.G. *Nauchnoe obozrenie. Tekhnicheskie nauki*, 2016, no. 3, pp. 130–137.
19. Balabaev O.S., Prokhortsov A.V. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki*, 2020, no. 11, pp. 389–395.
20. *IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros*. The Institute of Electrical and Electronics Engineers, Inc. New York, USA, 2003, 83 p.
21. Litvin M.A., Malyugina A.A., Miller A.B. et al. *Informatsionnye protsessy*, 2014, vol. 14, no. 4, pp. 326–339.
22. Siraya T.N. *Giroskopiya i navigatsiya*, 2020, vol. 28, no. 1(108), pp. 3–18. DOI: 10.17285/0869-7035.0027
23. Li J., Fang J. Not Fully Overlapping Allan Variance and Total Variance for Inertial Sensor Stochastic Error Analysis. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2013, vol. 62, no. 10, pp. 2659–2672. DOI: 10.1109/TIM.2013.2258769
24. Matejček M., Šostronek M. New experience with Allan variance: Noise analysis of accelerometers. *Communication and Information Technologies (04-06 October 2017; Vysoke Tatry, Slovakia)*. DOI: 10.23919/KIT.2017.8109457

Статья поступила в редакцию 09.03.2023; одобрена после рецензирования 14.03.2023; принята к публикации 24.03.2023.

The article was submitted on 09.03.2023; approved after reviewing on 14.03.2023; accepted for publication on 24.03.2023.