

А. П. СТЕПАНОВ, Г. И. ЕМЕЛЬЯНЦЕВ, Б. А. БЛАЖНОВ

ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДУЛЯЦИОННЫХ ПОВОРОТОВ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНС НА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ МОРСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Исследуются погрешности автономной бесплатформенной инерциальной навигационной системы (ИНС) на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ), измерительный модуль (ИМ) которой помещён в двухосный карданов подвес. Рассматриваются критерий качества закона вращения ИМ, кинематическая схема построения карданова подвеса. В работе произведён расчёт оптимального в смысле минимизации выбранного критерия закона управления вращением ИМ. Путём имитационного моделирования произведён анализ влияния различных погрешностей чувствительных элементов ИМ на точность инерциальной системы. Полученные результаты подтверждены стендовыми испытаниями ИНС на ВОГ разработки ЦНИИ «Электроприбор».

Ключевые слова: высокоточная инерциальная навигационная система, волоконно-оптический гироскоп, автокомпенсация, двухосное вращение, оптимальный закон вращения, стендовые испытания.

Введение

На сегодняшний день развитие технологии производства волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) в мире достигло такого уровня, который позволяет создавать на их основе бескарданные ИНС, относящиеся к классу прецизионных [1–5]. Такие ИНС находят широкое применение главным образом в составе навигационного оборудования авиационных и морских подвижных объектов. Примерами таких систем могут служить разрабатываемые французской компанией Ixblue [4] серийные бескарданные ИНС на ВОГ серии Marins, сведения о которых появились в начале 2000-х годов. Так, наиболее точная из существующих бескарданных систем серии Marins M7 имеет погрешность определения координат на уровне 1 м. мили за 3 суток (круговая вероятная погрешность) или на уровне 2.54 м. мили за 3 суток (3 σ) [1, 6, 7]. Как отмечается в работе [1], разработка технологии производства ВОГ класса 0.001°/ч, необходимых для подобных ИНС, потребовала 30 лет непрерывной работы. Прогноз раз-

Степанов Алексей Петрович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», доцент кафедры Университета ИТМО (С.-Петербург).

Емельянцева Геннадий Иванович. Доктор технических наук, главный научный сотрудник АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», профессор Университета ИТМО. Действительный член международной организации «Академия навигации и управления движением».

Блажнов Борис Александрович. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

вития ВОГ [3] показал достижимость нестабильности дрейфа на уровне $0.0002^\circ/\text{ч}$ в будущем. Помимо отмеченной бескарданной технологии, где основные ожидания повышения точности ИНС связаны со снижением уровня погрешностей инерциальных чувствительных элементов (ЧЭ), в ряде стран мира, являющихся одними из ведущих в области точного навигационного приборостроения, ведутся разработки ИНС на датчиках угловой скорости (ДУС) типа лазерных гироскопов (ЛГ) или ВОГ [3, 5, 8, 9], измерительный модуль (ИМ) которых вращается в соответствующем кардановом подвесе. Будем называть такие ИНС бесплатформенными.

К настоящему времени разработкой подобных систем занимаются ведущие фирмы США: Rockwell Autonetics, Boeing, Honeywell, Sperry Marine, Northrop Grumman (как показал анализ доступной информации, здесь разработка ведётся с 90-х годов), где создан ряд новых систем на ЛГ и ВОГ для надводных и подводных объектов [3, 5, 10, 11]. Так, например, системы типа WSN-7A вытесняют или уже вытеснили ранее применявшиеся на многоцелевых лодках США системы типа WSN-3 на электростатических гироскопах фирмы Boeing [5].

Разработки в данной области проводятся и в исследовательских институтах Китая, где полученные результаты говорят о высоком уровне точности, достигнутом при построении бесплатформенной ИНС, измерительный модуль которой на существующих серийных ЛГ устанавливается в двухосный карданов подвес [12–14]. Следует также отметить, что такие системы, использующие существующие проверенные временем решения в области построения прецизионной механики и серийно выпускаемые прецизионные ЛГ или ВОГ [10, 11, 15], обладают существенно более высоким уровнем точности по сравнению с бескарданной технологией. Здесь возможности повышения уровня точности связаны с поиском оптимальных относительно выбранного критерия качества параметров углового вращения ИМ, обеспечивающего автокомпенсацию дрейфов гироскопов [5, 16–18].

Как известно, для создания морской ИНС уровня точности 1 м. мили за одни сутки [4] необходим эквивалентный дрейф ИМ не хуже $0.001^\circ/\text{ч}$, что является достаточно сложной проблемой в динамических условиях движения объекта. Придание модуляционного вращения ИМ бесплатформенной ИНС позволяет достичь уровня эквивалентного дрейфа $\sim 0.001\text{--}0.0001^\circ/\text{ч}$, что также даёт большие возможности по снижению влияния погрешностей относительного лага, используемого для демпфирования собственных колебаний погрешностей инерциальной системы.

Анализ данных [3, 5, 17] позволяет судить о работах, направленных на снижение влияния погрешностей относительного лага на точность ИНС. В работе [3] значительное внимание уделено снижению уровня шума гироскопов ИНС. Отмечается, что для обеспечения задач высокой точности позиционирования при автономной работе инерциальная навигационная система должна быть построена на ДУС с уровнем шума не более $0.02^\circ/\text{ч}/\sqrt{\text{Гц}}$.

Существуют прогнозы [19], согласно которым в ближней перспективе предполагается достичь уровня точности ВОГ порядка $0.00001^\circ/\text{ч}$. Однако в ряде исследований [20, 21] приводятся примеры, когда уровень эквивалентного дрейфа в бескарданной ИНС может быть существенно больше уровня дрейфов применяемых в ИНС ЧЭ. Так, угловые и линейные перемещения основания (в том числе вибрации) могут существенно увеличить уровень эквивалентного дрейфа бескарданной ИНС в осях измерительного модуля, что вызвано несим-

метрией масштабных коэффициентов гироскопов, временными запаздываниями в каналах ЧЭ и др. [20, 21]. При установке ИМ бесплатформенной ИНС в карданов подвес возможна минимизация динамических воздействий со стороны основания, что позволит существенно снизить уровень детектируемых дрейфов системы.

Следует также отметить, что при построении рассматриваемых ИНС с вращающимся ИМ известные технологические погрешности изготовления карданова подвеса и несовершенства следящих систем практически не влияют на точность решения навигационной задачи, а приводят лишь к некоторым дополнительным погрешностям в определении параметров ориентации объекта, что не является столь существенным. При этом нет необходимости в точной физической стабилизации ИМ, как это имеет место в классических платформенных ИНС [22–25], поскольку точное решение задачи ориентации ИМ осуществляется в вычислителе бесплатформенной ИНС. Единственное назначение кардановых колец в этом случае – обеспечение требуемого изменения ориентации ИМ независимо от ориентации объекта.

Важными свойствами ИНС с вращающимся ИМ (в отличие от платформенных ИНС) являются достаточно низкие требования к инструментальной точности изготовления кардана и к характеристикам системы управления программным движением. Однако при этом точность датчиков углов, установленных по осям вращения ИМ, должна соответствовать требуемой точности определения параметров ориентации объекта.

В настоящей работе рассматриваются результаты исследований, направленных на повышение точности БИНС навигационного класса на серийных ВОГ разработки ЦНИИ «Электроприбор» за счёт установки ИМ системы в двухосный карданов подвес, обеспечивающий модуляционное вращение ИМ в азимуте и по углу бортовой качки. В работе проведён выбор критерия оптимальности автокомпенсационного вращения ИМ, определена кинематическая схема прибора, осуществлён поиск оптимальных (в смысле минимизации принятого критерия) параметров вращения ИМ при рассмотрении нескольких вариантов законов вращения, определены инструментальные погрешности ИМ, оказывающие наибольшее влияние на уровень накопленной погрешности автономной ИНС. Для подтверждения данных имитационного моделирования были проведены стендовые испытания образца системы с автокомпенсационным вращением измерительного модуля.

Результаты исследований, полученные в том числе после камеральной обработки данных стендовых испытаний одного из опытных образцов ИНС на ВОГ, представлены далее.

Определение параметров автокомпенсационного вращения ИМ бесплатформенной ИНС

Критерий качества вращения колец подвеса

В целях определения параметров автокомпенсационного вращения был осуществлён выбор критерия качества вращения ИМ в двухосном кардановом подвесе. В ходе поиска критерия рассматривались упрощённые модели погрешностей бесплатформенной ИНС, работающей в автономном режиме без использования лага. При имитационном моделировании учитывались только системати-

ческие инструментальные погрешности ЧЭ. Выбор критерия проводился для различных кинематических схем построения карданова подвеса.

В настоящей работе определение оптимального закона автокомпенсационного вращения ИМ проводилось в предположении, что основной вклад в погрешности выработки ИНС навигационных параметров вносят гироскопические датчики угловой скорости, в частности ВОГ. Погрешности ВОГ задавались следующей моделью:

$$\delta\omega_{ib} = \delta\bar{\omega}_{ib} + \Delta M_{gib}\omega_{ib} + \Delta M_{gib_nsm}\omega_{ib} + \gamma_{ij}\omega_{jb} + \gamma_{ik}\omega_{kb} + \delta\omega_{\tau ib} + v_{ib}, \quad (1)$$

где $\delta\bar{\omega}_{ib}, (i = x, y, z)$ – квазипостоянное смещение нулевого сигнала ВОГ (вызванное влиянием температуры, нестабильностью от пуска к пуску и в пуске, другими факторами); ΔM_{gib} – погрешность масштабного коэффициента ВОГ; ΔM_{gib_nsm} – асимметрия масштабного коэффициента ВОГ (являющаяся функцией угловой скорости ω_{ib} вращения в осях x_b, y_b, z_b ИМ); $\omega_{i,j,kb}$ – угловая скорость вращения в осях ИМ; γ_{ij}, γ_{ik} – неортогональности i -й измерительной оси ИМ; $\delta\omega_{\tau ib}$ – погрешность ВОГ, обусловленная относительной несинхронностью съёма данных i -го ВОГ в условиях угловых колебаний и вибраций основания, проявляющаяся в виде низкочастотного дрейфа нулевого сигнала по одной из осей ИМ (j, k) [20]; v_{ib} – шумы i -го ВОГ.

Анализ известных моделей погрешностей ИНС [26, 27] в предположении малости погрешностей γ, β построения аналога вертикали (для современных ИНС морского применения углы γ, β не превышают 1–3 угл. мин. [1, 11, 14, 28]; малость углов γ, β достигается качеством применяемых акселерометров и гироскопов и возможностями их калибровки в режиме начальной выставки системы [29]) с учётом принятой модели погрешностей ВОГ позволил сформировать критерий качества следующего вида:

$$J(\rho(\tau), T_n) = \operatorname{argmin}_{\rho(\tau)} \sqrt{\left(\frac{\Delta \bar{V}_E(\rho(\tau), \delta\omega_b(\rho(\tau)))}{R} \right)^2 + \left(\frac{\Delta \bar{V}_N(\rho(\tau), \delta\omega_b(\rho(\tau)))}{R} \right)^2}, \quad (2)$$

где $\Delta \bar{V}_{E,N}(\rho(\tau), \delta\omega_b(\rho(\tau)))$ – средние значения составляющих погрешностей выработки скорости движения объекта на интервале T_n в географических осях (ЕНН); $\rho(\tau) = [\rho_1 \ \rho_2]^T$ – углов поворота внутреннего (ρ_1) и внешнего (ρ_2) колец карданова подвеса (τ – время непрерывного изменения углов ρ_1 и ρ_2 на интервале T_n); T_n – время, в течение которого проводится определение параметров вращения ИМ по критерию (2).

В (2) квазипостоянные погрешности по скорости $\Delta \bar{V}_{E,N}$ могут быть переведены в эквивалентный дрейф $\delta\omega_{E,N}^{\Sigma}$ гироскопов (что допустимо, если анализировать известные модели погрешностей ИНС [26] на сравнительно коротком интервале времени, в пределах четверти суточного периода вращения Земли)

$$\frac{\Delta V_N}{R} = -\dot{\beta} + \dot{\rho}_*, \quad \frac{\Delta V_E}{R} = \dot{\gamma} + \dot{\tau}_* \sin \phi - \delta\omega_H \cos \phi \sin \phi + \delta\omega_N \cos^2 \phi, \quad (3)$$

где τ_*, ρ_* – погрешности построения в алгоритмах ИНС оси Мира, содержащие суточные колебания [26]; ϕ – широта места; R – радиус Земли; $\delta\omega_{N,H}$ – проекции дрейфов гироскопов в направлении на север (N) и вертикаль места (H).

Моделирование $\Delta \bar{V}_{E,N}$ проводилось исходя из упрощённой модели погрешностей ИНС на коротком интервале времени (3) (рассматривались только погрешности шулеровского контура системы в предположении постоянства скорости изменения ρ_* и τ_* , обусловленной, главным образом, остаточными дрейфами $\delta\omega_b(\rho(\tau))$ гироскопов).

Определение кинематической схемы подвеса

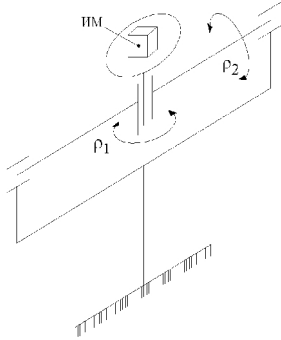


Рис. 1. Кинематическая схема построения карданова подвеса ИМ БИНС

В исследовании рассматривались несколько схем построения карданова подвеса: с наружной осью азимутального вращения и с внутренней осью азимутального вращения (рис. 1). Было установлено, что для этих схем результаты расчётов по критерию (2) практически идентичны, поэтому для реализации в конечном итоге была принята вторая схема, которая может быть реализована при меньших массогабаритных характеристиках.

Результаты расчёта вращения колец подвеса

Результаты расчётов по критерию (2) показали, что оптимальным является реверсивное вращение ИМ в ограниченном диапазоне углов при наличии различных значений частот вращения по углам ρ_1 и ρ_2 (при анализе рассматривались вращение по закону синуса и непрерывное вращение в одну сторону). При расчёте задавались следующие погрешности блока ВОГ: смещение нуля – $0,01^\circ/\text{ч}$; погрешность масштабного коэффициента – $0,005\%$; взаимная неперпендикулярность осей чувствительности гироскопов – $15''$; несимметрия масштабного коэффициента – 0.00005% .

Результаты расчётов представлены на рис. 2, где по оси z отложены значения J по критерию (2). По осям значений углов ρ_1 и ρ_2 в условных единицах отложены значения периодов вращения по этим углам. На нижнем графике приведена область минимума критерия J в укрупнённом масштабе. В ходе исследований была определена область минимума значений критерия J и соответствующие ей параметры реверсивного вращения по углам ρ_1 и ρ_2 (область обозначена маркером белого цвета). В этой довольно узкой области значений J расчётный уровень эквивалентных остаточных дрейфов не превышает $0.0005^\circ/\text{ч}$. Проверка правильности принятых предположений при поиске оптимального закона вращения ИМ проходила в два этапа. На первом этапе осуществлялось имитационное моделирование алгоритмов работы ИНС с ИМ в двухосном кардановом подвесе (при наличии и отсутствии автокомпенсационного вращения ИМ) с имитацией движения морского объекта и погрешностей ЧЭ системы. В ходе имитационного моделирования проводился анализ влияния различных составляющих погрешностей ЧЭ на погрешности бесплатформенной ИНС. На втором этапе в условиях стенда действующий опытный образец бескарданной ИНС на ВОГ устанавливался в осях трёхосного наклонно-поворотного стенда для имитации вращения ИМ системы в кардановом подвесе.

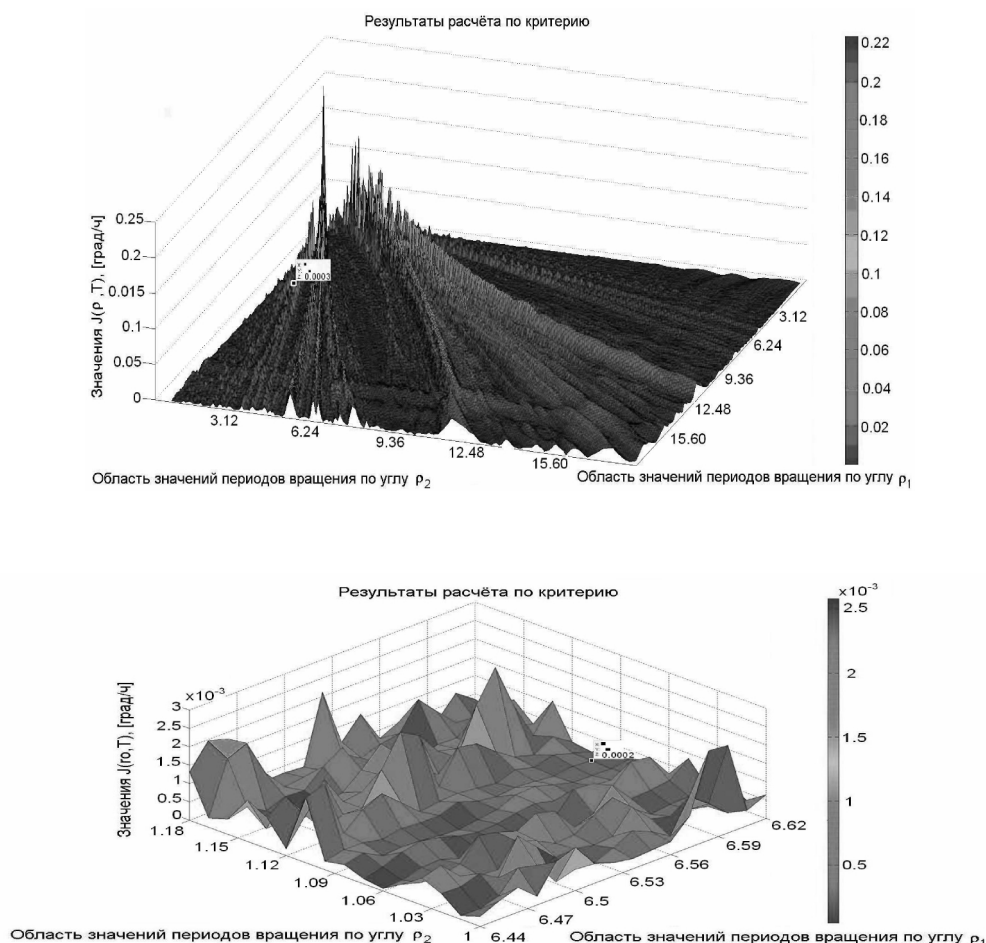


Рис. 2. Зависимость величины критерия (2) от периодов вращения по углам ρ_1 и ρ_2 , изменяющихся по закону реверса скорости

Обработка данных стендовых испытаний производилась камерально с использованием разработанной имитационной модели алгоритмов работы бесплатформенной ИНС.

Имитационное моделирование алгоритмов работы бесплатформенной ИНС с вращающимся ИМ

В целях проверки правильности определения параметров автокомпенсационного вращения ИМ с использованием разработанной имитационной модели [30] было проведено моделирование алгоритмов работы ИНС в автономном режиме без использования данных лага в течение 65 ч работы при наличии коррекции только по высоте (глубине) места. В ходе моделирования имитировалось движение объекта и вращение ИМ в кардановом подвесе (см. рис. 1).

Параметры вращения ИМ по двум осям задавались исходя из результатов решения задачи минимизации критерия (2). Параметры движения объекта задавались в соответствии с табл. 1.

Таблица 1

Параметры движения объекта

Наименование	Характеристика
Бортовая качка	Период 15 с, амплитуда 3°
Килевая качка	Период 8 с, амплитуда 1°
Курс, рыскание	Курс 5°, рыскание: период 30 с, амплитуда 2°
Путевая скорость	10 уз
Вертикальные перемещения	Период 15 с, амплитуда 5 м
Координаты места	Широта 45° с.ш., долгота 132 в.д.

Начальные условия при решении задач ориентации и навигации ИНС задавались абсолютно точно, погрешности списывающих устройств карданова подвеса считались равными нулю. При имитационном моделировании рассматривалось влияние полного перечня погрешностей ЧЭ (1) на погрешности определения навигационных параметров и параметров ориентации ИНС. Результаты имитационного моделирования представлены в табл. 2 и на рис. 3–5. В табл. 2 представлены результаты моделирования влияния различных погрешностей ЧЭ ИМ на погрешности бесплатформенной ИНС в выработке координат места (по широте – dFi, долготе – dLa).

Таблица 2

Влияние погрешностей ЧЭ на погрешность по координатам

Вид погрешности	Накопление за 65 ч, м		Амплитуда шулеровских колебаний, м		Амплитуда суточных колебаний, м	
	dFi	dLa	dFi	dLa	dFi	dLa
Случайная составляющая смещения нуля ВОГ 0.01 °/ч	40	20	80	40	140	100
Случайная составляющая смещения нуля акселерометров 0.001 м/с ²	10	10	230	150	70	50
Погрешность масштабных коэффициентов ВОГ 0.005%	0	2500	400	250	150	50
Погрешность масштабных коэффициентов ВОГ 0.003%	0	1400	220	250	90	30
Погрешность масштабных коэффициентов акселерометров 0.01%	2	4	6	3	7	4
Несимметрия масштабных коэффициентов ВОГ 5·10 ⁻⁴ %	100	200	500	500	800	600
Несимметрия масштабных коэффициентов ВОГ 5·10 ⁻⁵ %	10	20	50	50	80	60
Взаимная неперпендикулярность осей ВОГ 15"	50	50	1200	900	1200	1000
Взаимная неперпендикулярность осей акселерометров 15"	0	0	200	100	80	60
Шум ВОГ 0.02 °/ч/√Гц	0	200	600	500	800	400
Шум акселерометров 0.001 м/с ² /√Гц	0	0	700	600	150	150
Шум акселерометров 0.0001 м/с ² /√Гц	0	0	70	60	20	20
Временные задержки сигналов ВОГ 30 мкс	1	1	10	10	15	15
Наличие всех погрешностей одновременно (при погрешности масштабных коэффициентов ВОГ 0.005%)	100	2500	700	500	500	500

На рис. 3–5 представлены графики изменения погрешностей ИНС при воздействии различных составляющих погрешностей ЧЭ.

а) воздействие нестабильности смещений нулей ВОГ на уровне $0.01^\circ/\text{с}$

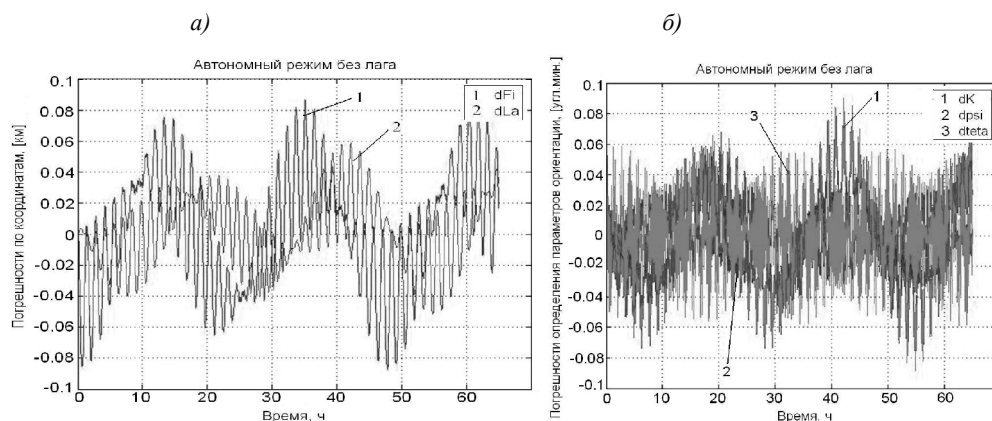


Рис. 3. Погрешности определения координат (а) и параметров ориентации (б)

Полученные результаты говорят о том, что при заданном двухосном вращении ИМ удаётся достичь существенного снижения влияния систематических дрейфов ВОГ: накопленная погрешность по долготе не превышает 100 м, в то время как при отсутствии модуляционного вращения погрешность по долготе на рассматриваемом интервале времени на широте 45° составляла ~ 40 км (где определяющий вклад в накопленную погрешность внесли некомпенсированные дрейфы гироскопов).

б) воздействие погрешностей масштабных коэффициентов ВОГ на уровне 0.005%

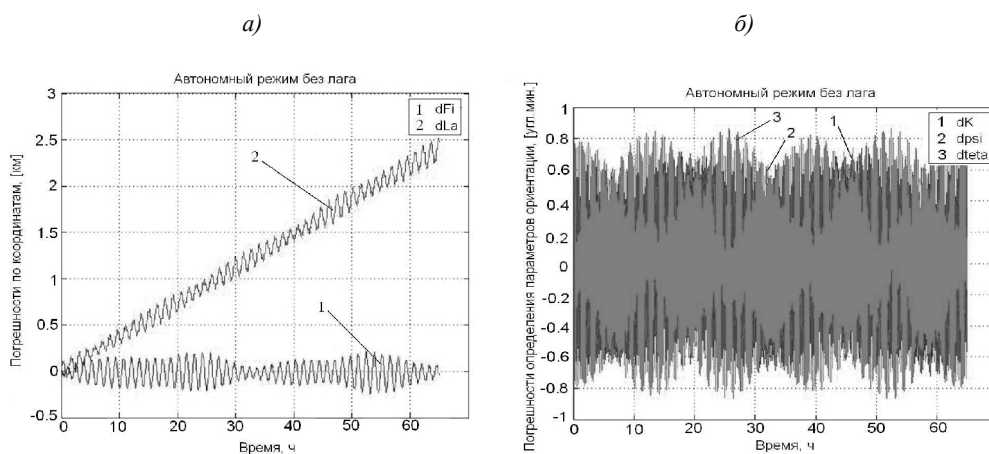


Рис. 4. Погрешности определения координат (а) и параметров ориентации (б)

г) одновременное воздействие погрешностей всех ЧЭ ИБ

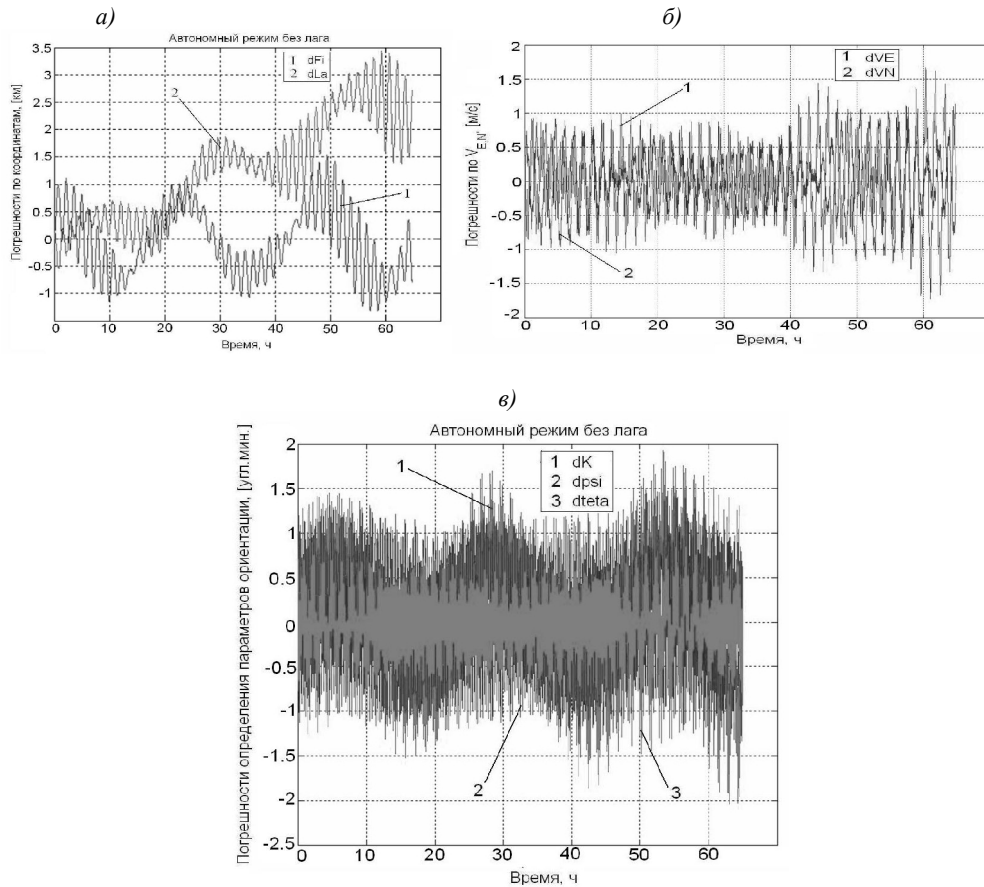


Рис. 5. Погрешности определения координат (а), скоростей (б) и параметров ориентации (в)

Анализ результатов моделирования позволяет заключить следующее. Основным источником накопления погрешностей по координатам места в рассматриваемой ИНС с вращающимся ИМ по принятому закону управления является нестабильность масштабных коэффициентов ВОГ. Снижение уровня этого влияния возможно более тщательной оптимизацией параметров модуляционного вращения ИМ системы (путём уточнения модели погрешностей ИНС и усложнением закона управления вращением). К накоплению погрешностей по всем параметрам, вырабатываемым бесплатформенной ИНС, приводит также повышенный уровень шумов ЧЭ, что обусловлено работой инерциальной системы в автономном режиме без демпфирования собственных колебаний погрешностей.

Одним из основных недостатков бесплатформенной ИНС с модуляционным вращением ИМ является то, что в погрешностях выработки системой параметров ориентации и навигационных параметров присутствуют колебания на частоте первых гармоник вращения колец карданова подвеса, уровень которых (при уровне неортогональностей осей ИМ 15" и погрешностей масштабных коэффициентов ВОГ 0.005%) сопоставим или превосходит уровень собственных

колебаний погрешностей ИНС. Известный [8] путь борьбы с этими погрешностями – это прекращение вращения ИМ при запросе данных от основных корабельных потребителей информации. Другим возможным путём снижения уровня указанных погрешностей может служить использование фильтрации с помощью соответствующих режекторных фильтров.

Стендовые испытания ИНС

Для оценки возможностей построения бесплатформенной ИНС с двухосным модуляционным вращением ИМ в испытательном центре предприятия проведены стендовые испытания одного из опытных образцов бескарданной ИНС на ВОГ разработки ЦНИИ «Электроприбор»: уровень шума ВОГ был в диапазоне $0.02-0.2^\circ/\text{ч}/\sqrt{\text{Гц}}$, длительность испытаний 49 ч, изменчивость дрейфов ВОГ в течение испытаний была на уровне $0.01^\circ/\text{ч}$. Качка отсутствовала, начиная с 24-го часа присутствовало рыскание с амплитудой 4° и периодом 27 с. Эксперимент проводился в апреле 2015 г.

Испытания проводились на трёхосном наклонно-поворотном стенде ф. Acutronic Acutrol 3000 (рис. 6). Вращение платформы стенда с ИМ ИНС осуществлялось по кинематической схеме рис. 2.

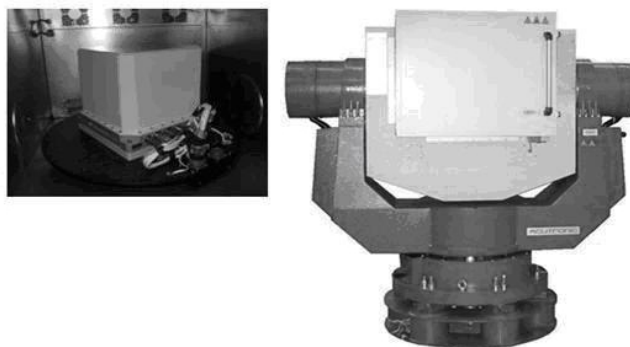


Рис. 6. Трёхосный наклонно-поворотный стенд ф. Acutronic с термокамерой и бескарданной ИНС на ВОГ внутри

В ходе испытаний был осуществлён прогрев ИНС (первые три часа работы). После осуществления прогрева колебания температуры окружающей среды не превышали $\pm 1^\circ\text{C}$. Обработка данных проводилась в камеральном режиме с помощью разработанной имитационной модели алгоритмов работы бесплатформенной ИНС по данным показаний её измерительного модуля.

При имитационном моделировании ИНС функционировала в двух режимах: первые 3 часа – режим выставки; оставшиеся 42 часа – автономный режим работы при наличии коррекции по высоте/глубине места.

В качестве исходных данных по координатам использовались эталонные координаты места проведения эксперимента.

Результаты стендовых испытаний представлены на рис. 7.

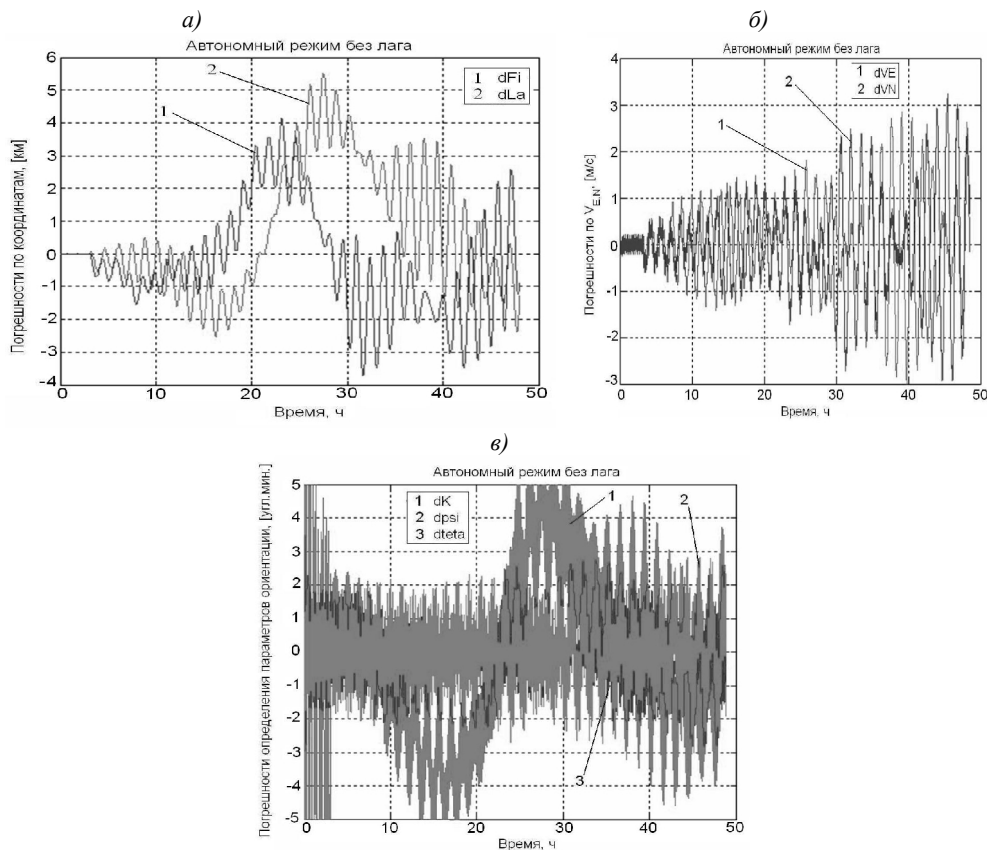


Рис. 7. Погрешности определения координат (а), скоростей (б), и параметров ориентации (в). Испытания в апреле 2015 г.

Результаты стендовых испытаний показали следующее:

- предельная накопленная погрешность по координатам составила примерно 1 км за 46 ч (уровень эквивалентного дрейфа ВОГ $\sim 0.0005^\circ/\text{ч}$, определение накопленной погрешности проводилось посредством оценивания скорости нарастания погрешности по долготе методом наименьших квадратов при аппроксимации погрешности по долготе линейным трендом и исключении суточных колебаний);
- в период с 10 ч по 35 ч имело место существенное – около 4 км по координатам и около 5 угл. мин по курсу– увеличение амплитуды суточных колебаний погрешностей системы, к наиболее вероятной причине которого следует отнести влияние температуры на изменчивость дрейфов гироскопов;
- погрешность по скорости имеет колебания, обусловленные погрешностями масштабных коэффициентов и неортогональностями осей датчиков, а также накопление погрешности из-за шумов ВОГ ($0.2^\circ/\text{ч}/\sqrt{\text{Гц}}$) и акселерометров ($0.001 \text{ м}/\text{с}^2/\sqrt{\text{Гц}}$);
- систематическая погрешность по курсу на фоне колебательных составляющих составила около 0.5 угл. мин. В погрешностях параметров ориентации также содержатся составляющие, спектр которых определяется параметрами вращения кардановых колец стенда.

Заключение

В ходе проведённых исследований осуществлён выбор критерия качества двухосного модуляционного вращения ИМ бесплатформенной ИНС, минимизация которого позволяет определить параметры закона автокомпенсационного вращения, при котором существенно снижается влияние низкочастотных составляющих дрейфов ВОГ (смещения нулей из-за асимметрии масштабных коэффициентов и временных задержек и т.п.);

определены основные составляющие погрешностей инерциального модуля, приводящие к накоплению погрешностей бесплатформенной ИНС с вращающимся ИМ, дана количественная оценка их влияния;

показано, что при обработке реальных данных стендовых испытаний одного из опытных образцов бескарданной ИНС на ВОГ (разработка АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор») установка её измерительного модуля в двухосном кардановом подвесе стенда позволяет существенно увеличить информационную автономность системы и достичь эквивалентного дрейфа на уровне $0.0005^\circ/\text{ч}$;

дальнейшее повышение точности рассматриваемой системы возможно при усложнении закона вращения ИМ, а также при использовании карданова подвеса для стабилизации ИМ в условиях качки и рыскания объекта, что позволит существенно снизить влияние асимметрии масштабных коэффициентов гироскопов и дополнительных дрейфов, детектируемых в условиях угловых колебаний основания.

*Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда
(проект № 14-29-00160).*

ЛИТЕРАТУРА

1. www.ixblue.com
2. **Department** of Defense Developing science & technologies list Section 16: positioning, navigation and time technology. Office of the Under Secretary of Defense, Acquisition, Technology and Logistics Washington, D.C. January 2006.
3. **Barbour N., G. Schmidt.** Inertial Sensor Technology Trends //IEEE SENSORS JOURNAL, VOL. 1, NO. 4, DECEMBER 2001, pp. 332-339.
4. **Paturel Y.** MARINS, the First FOG Navigation System for Submarines // Y.Paturel, V.Rumoso, A. Chapelon, J.Honthaas – Symposium Gyro Technology 2006.
5. **Walsh Ed.** Navy and industry investigate new super-accurate optical gyros for possible use on ballistic missile submarines, Military & Aerospace Electronics, 2001.
6. NATO STANAG 4278: Method of expressing navigation accuracies, Brusel-2003.
7. **Petr Svoboda, Stefan Luzica, Pavel Greeman.** Mode-s positional data error analysis from the point of view of air traffic control// Annals of the University of Craiova, Electrical Engineering series, N30, 2006. – P. 335-339.
8. **Levinson E., Majure R.** MARLIN – Next generation marine inertial navigator. Symposium Gyro Technology. – Stuttgart, 22-23 Sept., 1987.
9. **Пешехонов В.Г.** Современное состояние и перспективы развития гироскопических систем // Гироскопия и навигация.- 2011.- №1(72)- С.3-17.
10. www.sperrymarine.com
11. www.northropgrumman.com
12. **Guo Wei.** Research on High Precision Rotating Inertial Navigation System with Ring Laser Gyroscope // Guo Wei, Xingwu Long, Xudong Yu //22th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, May, 2015, S.-Peters-burg, Russia.
13. **Fei Yu, Qian Sun** Angular Rate Optimal Design for the Rotary Strapdown Inertial Navigation System // Sensors 2014, 14, 7156-7180 ISSN 1424-8220.
14. **Zhenguo Yuan, Lin Zhao.** Error Analysis of Rotray SINS Sensor // Sensors & Transducers, Vol. 156, Issue 9, September 2013, pp. 35-39.

15. www.elektropribor.spb.ru
16. Gyro Indexing compensation method and system; Patent N0.: US 8,566,055 B1 2013.
17. **Mark J. Ringlein** Next generation strategic submarine navigator // Mark J. Ringlein, Neal J. Barnett, Marvin B. May. – AIAA 2000, <http://www.researchgate.net>
18. **Вайсгант И. Б.** Выбор скорости принудительного вращения платформы инерциальной навигационной системы // И. Б. Вайсгант // Гироскопия и навигация.- 1999.- № 4.- С. 116-120.
19. **Herve' C. Lefe'vre** The fiber-optic gyroscope: achievement and perspective // Vol. of 19th Saint-Petersburg International Conference on Integrated Navigation System. – State Research Centre of Russian Federation Elektropribor, JCS. – 2012. pp. 122-126.
20. **Слюсарь В.М.** О влиянии инструментальных факторов на скорость углового дрейфа БИНС // В. М. Слюсарь // Гироскопия и навигация.-2009. - №4(67).- С. 47-61.
21. **Емельянцева Г.И., Литманович Ю.А., Мошкин Н.Н.** О повышении информационной автономности БИНС морского применения // Гироскопия и навигация.- 2014. - № 3.- С. 15-28.
22. **Зельдович С. М.** и др. Автокомпенсация инструментальных погрешностей.- Л.: Судостроение 1976. – 146 с.
23. **Ривкин С.С.** Теория гироскопических устройств. Т. 2.- Л.: Судостроение, 1964.- 547 с.
24. **Лукьянов Д. П.** Инерциальные навигационные системы морских объектов // Д.П. Лукьянов, А.В. Мочалов, А.А. Одинцов, И.Б. Вайсгант – Л.: Судостроение, 1989. – 184 с.
25. **Ишлинский А.Ю.** Механика гироскопических систем // А.Ю. Ишлинский. – АН СССР, 1963г.
26. **Анучин О.Н., Емельянцева Г.И.** Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов (1-е изд.). – СПб.: ЦНИИ «Электронприбор».- 1999. - 357 с.
27. **Каракашев В.А.** Автономные инерциальные навигационные системы: учебн. пособие. – Л.: ЛИТМО, 1983.- 89 с.
28. www.sagem.com
29. **Степанов А.П., Игнатьев, С.В., Винокуров, И.Ю.** и др. Об определении оптимального закона управления приводом модуляционного вращения исходя из минимизации погрешностей инерциально-спутниковой системы // Материалы 4-й Всероссийской мультikonференции по проблемам управления МКПУ-2011 Т. 2. - Таганрог: ТТИ ЮФУ, 2011. - С. 316-318.
30. **Блажнов, Б.А., Емельянцева, Г.И., Кошаев, Д.А., Семёнов, И.В., Степанов, А.П.** и др. Интегрированная инерциально-спутниковая система ориентации и навигации, построенная по сильносвязанной схеме // XVI Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным информационным системам.- С.-Петербург: ГИЦ РФ «ЦНИИ «Электронприбор» 25-27 Мау, 2009. - С. 153-162.

Stepanov A. P., Emelyantsev G. I., Blazhnov B. A. (*Concern CSRI Elektropribor, JSC*).

Efficiency of IMU modulation rotations in a marine FOG-based SINS // *Гироскопия и Навигация*. 2015. № 4 (91). P. 42-55.

Abstract. The paper studies the errors of autonomous strapdown inertial navigation system (SINS) based on fiber-optic gyros (FOGs) with an IMU placed in a two-axis gimbal. Quality criterion of IMU rotation law and the gimbal kinematic scheme are considered. IMU rotation control law, optimal by minimization criterion, is calculated. Simulation modeling is conducted to analyze how IMU sensor errors affect INS accuracy. The obtained results are confirmed by bench tests of INS based on Elektropribor developed FOGs.

Key words: high-precision inertial navigation system, fiber-optic gyro, autocompensation, two-axis rotation, optimal rotation law, bench tests

Материал поступил 28.05.15