

УДК 621.396.988.6:629.12
DOI 10.17285/0869-7035.0032

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

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МАНЕВРИРОВАНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ КОРАБЕЛЬНОЙ АВТОНОМНОЙ БИНС

Рассматривается задача снижения погрешностей по курсу и углам качки бескарданной инерциальной навигационной системы (БИНС) на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) навигационного класса точности при маневрировании морского объекта. Задача решается в условиях автономного режима работы системы с использованием данных относительного лага.

Особенностью рассматриваемого решения является оценивание дрейфов гироскопов и смещений нулей акселерометров только в условиях маневрирования объекта с опорой на данные лага. При этом формируется признак начала маневрирования объекта.

Приводятся результаты имитационного моделирования, стендовых и мореходных испытаний БИНС на ВОГ навигационного класса точности в условиях маневрирования объекта с обработкой в пакете MATLAB (Simulink) данных измерительного модуля системы, спутникового приемника и лага с учетом имитации морских течений и сноса судна.

Ключевые слова: бескарданная инерциальная навигационная система, волоконно-оптический гироскоп, спутниковый приемник, относительный лаг, маневрирование морского объекта.

Введение

В настоящее время БИНС на ВОГ и твердотельных волновых гироскопах (ТВГ) уже широко используются для навигационного обеспечения авиационных, морских и наземных подвижных объектов. Примерами таких систем являются БИНС на ВОГ серии Marins французской компании iXblue [1], наиболее точная из них Marins M11 имеет предельную погрешность в выработке координат в автономном режиме на уровне трех морских миль за 15 сут. [2], БИНС на ТВГ серии Argonux компании Safran (Франция) с предельной погрешностью определения координат на уровне трех морских миль за 3 сут. [3]. Широко представлены БИНС на ВОГ и более низкого класса точности – см., например, [4, 5, 6, 7].

Повышение точности современных БИНС достигается как за счет снижения уровня нестабильности дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров, так и за счет оценки их низкочастотных составляющих в процессе эксплуатации. Вместе

Емельянецв Геннадий Иванович. Доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Степанов Алексей Петрович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», Университет ИТМО.

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

с тем даже при работе БИНС в обсервационном режиме использование скоростных и позиционных разностных измерений, формируемых с привлечением данных приемной аппаратуры (ПА) спутниковых навигационных систем (СНС), не обеспечивает с достаточной эффективностью уточнение всех наиболее существенных систематических составляющих погрешностей гироскопов и акселерометров. Данное обстоятельство обусловлено отсутствием их полной наблюдаемости при использовании указанных измерений в условиях ошвартованного корабля или при его движении с постоянными курсом и скоростью [8, 9].

Для обеспечения полной наблюдаемости дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров БИНС с опорой на данные ПА СНС в морской практике применяется модуляционное вращение измерительного модуля (ИМ) системы [9]. При отсутствии информации от СНС модуляционное вращение (одноосное или двухосное) обеспечивает так называемую автокомпенсацию погрешностей ИМ системы [10–12]. При этом подобное усложнение конструкции ИМ приводит к увеличению массогабаритных характеристик и стоимости системы.

Чтобы снизить инструментальные погрешности ИМ как в обсервационном, так и в автономном режимах ее работы, помимо конструктивных особенностей БИНС используются и особенности размещения ИМ БИНС в осях объекта. Так, в работе [13] показано, что при наличии существенных переносных ускорений, возникающих при качке морского судна и существенном отстоянии ИМ от центра масс судна, появляются дополнительные возможности по снижению погрешностей БИНС в выработке параметров ориентации и калибровке погрешностей ИМ. Рассматриваются обсервационный и автономный с относительным лагом режимы работы БИНС. Линейные перегрузки для калибровки ИМ часто применяются и в авиации, чему посвящено, например, исследование [14], в котором отмечается эффект повышения точности авиационной БИНС на основе лазерного ИМ по курсу при разгоне и взлете самолета, то есть в условиях существенного ускорения движения объекта.

Оценивание инструментальных погрешностей ИМ БИНС при ее функционировании в автономном режиме во многом затруднено. Известно, что при работе БИНС в автономном режиме с использованием данных относительного лага и длительном движении объекта постоянным курсом, что характерно для морских судов, оценки дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров могут быть недостоверными из-за неадекватности используемых моделей морских течений с изменением района плавания.

Проблеме снижения погрешностей БИНС при использовании данных относительного лага в условиях неадекватности модели течений посвящено множество исследований. Среди работ, направленных на повышение точности БИНС в условиях неадекватности моделей погрешностей системы, в том числе модели течений, можно отметить [15, 16]. Указанные исследования не рассматривают возможности калибровки инструментальных погрешностей ИМ при функционировании БИНС в автономном режиме.

Наличие неучтенных дрейфов гироскопов и смещений нулей акселерометров, а также остаточных погрешностей калибровки в условиях стенда, неортогональностей и масштабных коэффициентов ИМ БИНС навигационного класса точности (уровень дрейфа гироскопов порядка $0,01-0,03^\circ/\text{ч}$) может привести к существенному росту погрешностей системы. Это проявляется как при маневрировании объекта,

так и в течение длительного времени после завершения маневра из-за появления переходных процессов в шулеровском и суточном контурах системы.

Об уровне возмущений инерциальной системы во время маневра, например при проведении гравиметрической съемки с помощью мобильного гравиметра на гиросtabilизированной платформе, могут свидетельствовать результаты, приведенные в [17]. В работе решена частная задача повышения точности построения вертикали места с использованием информации о начале маневра и оптимальном в определенном смысле управлении параметрами фильтра построения вертикали. В этом случае достигалось снижение уровня возмущения во время и после маневра, а также длительности переходного процесса.

Результаты проведенных исследований показывают, что основная причина возмущений погрешностей БИНС по курсу и углам качки, например при поворотах (циркуляции) объекта, обусловлена изменением значений низкочастотных составляющих в дрейфах гироскопов и смещениях нулей акселерометров (связанных с осями ИМ) в географических осях. Это требует их уточнения в процессе эксплуатации.

Как известно [8, 14], маневрирование по курсу приводит к существенному улучшению наблюдаемости дрейфов гироскопов БИНС в случае использования скоростных и позиционных измерений СНС. В [8] предлагается осуществлять калибровку дрейфов ИМ системы, в том числе и их румбовых составляющих, обусловленных возмущениями, ориентированными в географических осях, с помощью специально маневрирования объекта.

В данной работе исследуются возможности оценивания дрейфов гироскопов и смещений нулей акселерометров БИНС и, как следствие, снижения погрешностей системы по параметрам ориентации в условиях маневрирования объекта по курсу с использованием данных только относительного лага. При этом анализируется точность решения данной задачи в зависимости от параметров маневрирования.

Следует отметить, что, как правило, маневрирование морского судна осуществляется при ограниченных угловых скоростях циркуляции, составляющих порядка $0,1 \dots 1,0^\circ/\text{с}$. Такой вывод, в частности, позволяет сделать анализ материалов Российского морского регистра судоходства [18]. Как показывает практика испытаний БИНС на морских судах, при маневрировании с такими параметрами возмущения в показаниях лага незначительны с точки зрения влияния на точностные характеристики инерциальной навигационной системы.

Настоящая работа посвящена минимизации погрешностей БИНС, прежде всего по параметрам ориентации, для морского применения при ее работе в автономном режиме с относительным лагом в условиях изменения курса объекта. Рассматриваются БИНС с ИМ класса точности, соответствующего IMU-120 фирмы iXblue (Франция) [2].

1. Постановка задачи, исходные положения и особенности алгоритмического обеспечения

Анализируются алгоритмы работы и погрешности БИНС на ВОГ навигационного класса точности с дрейфами гироскопов уровня $0,01 \dots 0,03^\circ/\text{ч}$ при работе как в обзорном режиме с использованием данных ПА СНС, так и в автономном режиме с привлечением информации от относительного лага при маневрировании морско-

го объекта. В условиях стенда это имитировалось поворотами основания по курсу с заданной угловой скоростью и учетом возникающих при этом линейных ускорений.

При анализе погрешностей БИНС использовались реальные данные стендовых и объемных испытаний ИМ (записи выходных данных блоков гироскопов и акселерометров) БИНС на ВОГ, а также сигналы спутникового приемника и относительного лага (или его имитатора) с учетом морских течений.

При испытаниях ИМ (с ним связан ортогональный трехгранник $x_b y_b z_b(b)$) был неподвижен относительно основания (трехгранник $x_o y_o z_o(o)$, где y_o – продольная ось, z_o – ось, ортогональная палубе и направлена вверх). Предполагается, что ИМ ориентирован по осям $x_o y_o z_o(o)$ (матрица $C_{b,o}$ привязки ИМ к основанию системы считается известной и постоянной). В состав ИМ входят ВОГ с нестабильностью дрейфов $\Delta\bar{\omega}_i (i = x_b, y_b, z_b)$ уровня (3 σ) 0,01...0,02 °/ч от пуска к пуску и около 0,003...0,01 °/ч – в пуске. Шумовая составляющая дрейфа – около 0,02 °/ч/√Гц (1 σ). Кроме того, ИМ содержат акселерометры с нестабильностью смещений нулей $\Delta\bar{a}_i (i = x_b, y_b, z_b)$ порядка $(1...3) \cdot 10^{-3}$ м/с² (3 σ) от пуска к пуску и $(1...3) \cdot 10^{-4}$ м/с² – в пуске, при этом уровень шума – $3 \cdot 10^{-4}$ м/с²/√Гц (1 σ). Нестабильность масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров лежит в пределах $10^{-3}...10^{-4}$ %.

К особенностям решения задачи ориентации в рассматриваемой БИНС следует отнести формирование на рабочей частоте 100 Гц (шаг дискретизации $dT = t_{j+1} - t_j$) первых интегралов по данным ВОГ о значениях вектора угловой скорости $\bar{\omega}_b = [\omega_{xb}, \omega_{yb}, \omega_{zb}]^T$ поворота ИМ относительно инерциальной системы координат (ИСК) и первых и вторых интегралов по данным акселерометров $\bar{n}_b = [n_{xb}, n_{yb}, n_{zb}]^T$. Для вычисления в качестве промежуточного кинематического параметра приращения вектора Эйлера использовался дискретный алгоритм 4-го порядка [19]. При этом учитывались также значения вектора угловой скорости $\bar{\omega}_h = [\omega_E, \omega_N, \omega_H]^T$ поворота географического сопровождающего трехгранника $ENH(h)$ относительно ИСК.

В итоге осуществлялось вычисление значений матрицы C_{b,h_pr} направляющих косинусов, характеризующих ориентацию ИМ относительно трехгранника $ENH(h)$. С учетом матрицы $C_{b,o}$ привязки ИМ к основанию БИНС (объекта) $x_o y_o z_o(o)$ матрица C_{b,h_pr} определяет значения матрицы C_{o,h_pr} ориентации объекта относительно $ENH(h)$. Из элементов C_{o,h_pr} затем уже вычисляются углы курса K , килевой ψ и бортовой θ качки.

Задача преобразования сигналов акселерометров $\bar{n}_b = [n_{xb}, n_{yb}, n_{zb}]^T$ на оси $ENH(h)$ и вычисление составляющих вектора линейной скорости $\bar{V}_h = [V_E, V_N, V_H]^T$ решалась с учетом формирования на рабочей частоте $1/dT$ первых и вторых интегралов от выходных данных акселерометров. Дискретные алгоритмы данной задачи, как и задачи вычисления географических координат места: долготы λ , широты f и высоты h , – приведены в работе [20].

Алгоритм выработки признака поворота объекта по курсу заключается в выработке текущих значений \dot{K} [20, 21]:

$$\dot{K} = \frac{1}{\cos \psi} (\omega_{x_o} \sin \theta - \omega_{z_o} \cos \theta) - tg \psi (\omega_E \sin K + \omega_N \cos K) + \omega_H, \quad (1)$$

где $[\omega_{x_o}, \omega_{y_o}, \omega_{z_o}]^T = C_{b,o} [\omega_{x_b}, \omega_{y_b}, \omega_{z_b}]^T$, и их сглаживании соответствующим фильтром. При превышении заданного порогового значения формируется признак поворота объекта.

Сглаживание осуществлялось дробно-рациональным фильтром с передаточной функцией вида

$$W_{\sum c\phi} = W_{c\phi 1} W_{c\phi 1} \dots W_{c\phi N}, \quad (2)$$

где $W_{c\phi i} = \frac{1}{Tp + 1}$ ($i=1, 2, \dots, N$).

Было установлено, что для морских объектов (катера, крупные суда) уже при $N=5$ и $T=15$ с достигаются требуемые показатели фильтрации рыскания и допустимые запаздывания момента определения начала циркуляции.

Для совместной обработки реальных данных испытаний ИМ БИНС, информации от ПА СНС и лага использовался дискретный алгоритм фильтра Калмана (ФК) с обратной связью по всему вектору состояния на каждом шаге $T_z = t_{k+1} - t_k$ формирования разностных измерений. При этом оценивание дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров при работе системы в автономном режиме с лагом осуществлялось периодически с началом поворота судна (появлением соответствующего признака) и продолжалось в течение 3 ч после окончания маневра. При движении на прямом ходу в течение длительного времени (более 3 ч) могут существенно изменяться значения низкочастотных составляющих морских течений, что приводит к неадекватной модели их описания и возможному искажению оценок дрейфов гироскопов и смещений нулей акселерометров. При этом возможные вариации течения на интервалах времени, сопоставимых с несколькими часами, достаточно ограничены (существенно менее 0,6 уз.), о чем свидетельствуют, например, результаты исследований [22, 23].

В связи с этим при работе БИНС в автономном режиме с привлечением данных относительного лага оценки дрейфов гироскопов и смещений нулей акселерометров предлагается «замораживать» (т.е. поправки к их оценкам обнулялись при сохранении работы ковариационного канала ФК) в конце интервала длительностью примерно 3 ч после поворота объекта до следующего его маневра по курсу.

Задача совместной обработки данных БИНС, ПА СНС и лага

Положим, что режим грубой начальной выставки БИНС завершен, т.е. взаимная ориентация сопровождающего географического трехгранника ENH и трехгранника xuz , который является его приборным аналогом, определяется вектором углов $\bar{\Lambda}_h = [\beta \ \gamma \ \alpha]^T$ малых эйлеровых поворотов, где угол α характеризует разворот трехгранника xuz вокруг вертикали места, т.е. основную погрешность по курсу, а углы β, γ характеризуют погрешности построения вертикали места соответственно в плоскости меридиана места и в плоскости первого вертикала [20]. В этом случае погрешности БИНС с учетом обратных связей от ФК по всему вектору состояния могут быть описаны линеаризованной моделью.

Формирование разностных измерений

В обсервационном режиме формируются известные скоростные и позиционные разностные измерения с привлечением данных ПА СНС [20].

Автономный режим работы БИНС характеризуется использованием данных V_L относительного лага при формировании разностных измерений:

$$\begin{aligned} z_{V_E^L} &= V_E - V_L \sin K \cong \Delta V_E - V_N \alpha + V_{TE} - v_{V_E}, \\ z_{V_N^L} &= V_N - V_L \cos K \cong \Delta V_N + V_E \alpha + V_{TN} - v_{V_N}, \end{aligned} \quad (3)$$

где V_{TE}, V_{TN} – восточная и северная составляющие морских течений, представляющие собой основные методические погрешности относительного лага; при имитации данных лага морские течения были аппроксимированы марковскими процессами первого порядка с параметрами $\sigma_T = 0,2 \dots 0,3$ м/с, $1/\mu_T = 2$ ч; $v_{Vi} (i = E, N)$ – шумы измерений, содержащие инструментальные погрешности лага, аппроксимированные дискретными белыми шумами.

Кроме того, привлекается позиционное измерение по глубине (высоте)

$$z_h = h - h_{et} = \Delta h + v_h, \quad (4)$$

где v_h – шумы внешнего измерителя h_{et} ; для надводного судна $h_{et} = 0$, тогда значения v_h характеризуют вертикальную качку.

При имитации работы системы в автономном режиме в момент совершения маневра по курсу задавался также снос судна. Угол сноса задавался на уровне 6° .

Расчетная модель погрешностей

При формировании расчетной модели погрешностей БИНС использовались следующие аппроксимации:

- изменчивость от пуска к пуску дрейфов гироскопов $\Delta \bar{\omega}_i (i = xb, yb, zb)$ и смещений нулей акселерометров $\Delta \bar{a}_i$ и их нестабильность в пуске, морские течения были аппроксимированы из-за отсутствия достоверных данных об их частотных спектрах соответствующими винеровскими процессами;
- шумы разностных измерений аппроксимированы дискретными белыми шумами с известными дисперсиями на частоте формирования измерений.

В полном виде расчетная модель погрешностей БИНС с вектором состояния системы

$$x^T = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \gamma & \Delta V_E & \Delta V_N & \Delta V_H & \Delta \phi & \Delta \lambda & \Delta h & \Delta \bar{\omega}_{xb} & \Delta \bar{\omega}_{yb} & \Delta \bar{\omega}_{zb} \\ \Delta \bar{a}_{xb} & \Delta \bar{a}_{yb} & \Delta \bar{a}_{zb} & V_{TE} & V_{TN} & & & & & & & \end{bmatrix} \quad (5)$$

приведена в работе [20].

Анализируя соотношение (3), отметим особенности использования скоростных измерений для решения задачи курсоуказания и оценивания дрейфов гироскопов.

Из уравнений модели погрешностей задачи ориентации БИНС [20] имеем (пренебрегая эллиптичностью Земли):

$$\begin{aligned} \Delta V_N &= R_e (-\dot{\beta} - \omega_N \alpha + \omega_H \gamma + \Delta \omega_{bE}), \\ \Delta V_E &= -R_e (-\dot{\gamma} + \omega_E \alpha - \omega_H \beta - \Omega_e \sin \phi \cdot \Delta \phi + \Delta \omega_{bN}), \end{aligned} \quad (6)$$

где $[\Delta \omega_{bE}, \Delta \omega_{bN}, \Delta \omega_{bH}]^T = -C_{b,h} [\Delta \omega_{xb}, \Delta \omega_{yb}, \Delta \omega_{zb}]^T$, R_e – средний радиус Земли, Ω_e – угловая скорость суточного вращения Земли.

Из этого следует, что при наблюдении погрешностей ΔV_E , ΔV_N с использованием скоростных измерений на конечном интервале времени можно найти оценки и откорректировать (задемпфировать) погрешности β , γ построения вертикали места. Они содержат шулеровские колебания. При этом время переходного процесса обычно составляет 1-2 мин.

Присутствие же слагаемого $\omega_N \alpha$ в первом из уравнений (6), где $\omega_N = \Omega_e \cos \phi + V_E / R_e$, обеспечивает наблюдаемость и, соответственно, возможность коррекции погрешности БИНС по курсу (кроме района полярных широт). Время переходного процесса при минимизации погрешности по курсу обычно составляет около 10 мин.

Кроме того, при наличии переменных значений матрицы ориентации $C_{b,h}$ (маневрирование объекта по курсу) обеспечивается также и наблюдаемость дрейфов ИМ БИНС.

2. Результаты имитационного моделирования

Рассмотрим модельную задачу по оценке дрейфов гироскопов и смещений нулей акселерометров БИНС в условиях маневрирования объекта по курсу при использовании относительного лага для повышения точности системы по параметрам ориентации. При этом проведем анализ точности решения данной задачи в зависимости от параметров маневрирования.

Исходные данные:

- скорость движения объекта – 10 м/с, начальное значение курса – 30°;
- углы рыскания, килевой и бортовой качки формировались по гармоническому закону с параметрами соответственно $K_r = 1^\circ$, $T_K = 15$ с; $\psi_r = 2^\circ$, $T_\psi = 12$ с; $\theta_r = 6^\circ$, $T_\theta = 6$ с;
- при маневрировании имитировалось изменение курса на 10°, 90°, 180°;
- угловая скорость поворота – 1°/с, 0,15°/с;
- в задаче по совместной обработке данных БИНС и лага учитывается факт отсутствия в показаниях лага информации о поперечной линейной скорости при повороте объекта;
- в течение 0,3 ч после запуска системы осуществлялся обзорный режим работы с оцениваем дрейфов гироскопов, далее – автономный с лагом при имитации морских течений. В автономном режиме до поворота по углу курса оценки дрейфов ВОГ и смещений нулей акселерометров «замораживались» (т.е. обнулялись поправки к их оценкам за исключением соответствующих коэффициентов усиления с учетом отсутствия наблюдаемости рассматриваемых параметров в указанный период времени при сохранении работы ковариационного канала ФК), а во время поворота и после в течение 3 ч осуществлялось их оценивание;
- имитационные модели дрейфов ВОГ и смещений нулей и шумов акселерометров содержали систематические составляющие, марковские процессы 1-го порядка и дискретные белые шумы;
- начальные смещения нулей гироскопов и акселерометров составляли:
 $\Delta \bar{\omega}_{xb} = 0,02$ °/ч, $\Delta \bar{\omega}_{yb} = 0,01$ °/ч, $\Delta \bar{\omega}_{zb} = -0,03$ °/ч; $\Delta \bar{a}_{xb} = -0,001$ м/с²,
 $\Delta \bar{a}_{yb} = 0,01$ м/с², $\Delta \bar{a}_{zb} = 0,001$ м/с²;

- моделирование осуществлялось в пакете Matlab (Simulink) с использованием имитационной модели функционирования БИНС, реализующей рабочие дискретные алгоритмы работы системы.

Результаты моделирования представлены на рис. 1–6.

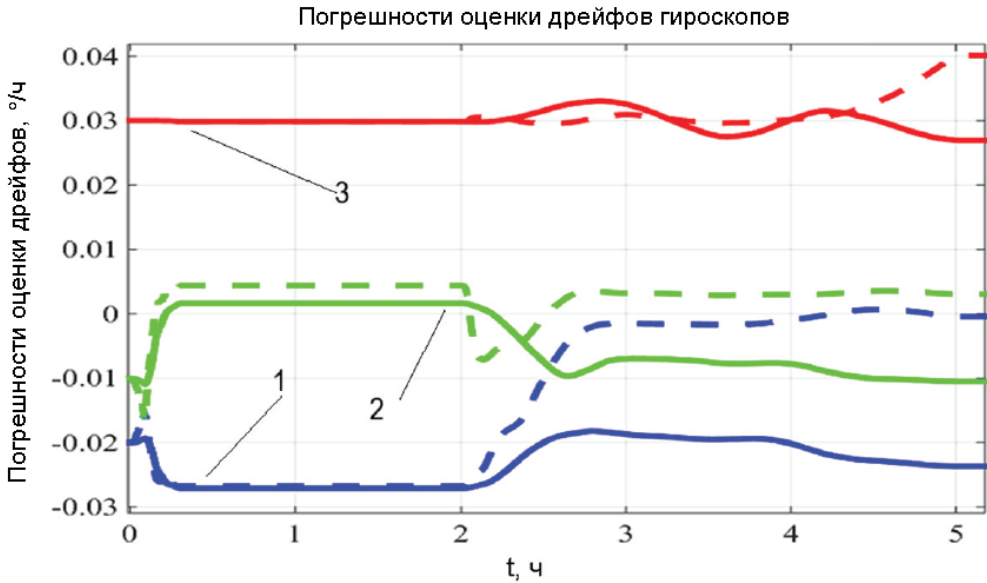


Рис. 1. Погрешности оценки дрейфов (°/ч) ВОГ: 1 – $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, 2 – $\Delta\hat{\omega}_{yb}$, 3 – $\Delta\hat{\omega}_{zb}$; сплошная линия – при повороте на 10°, пунктирная – на 90° с угловой скоростью 1°/с

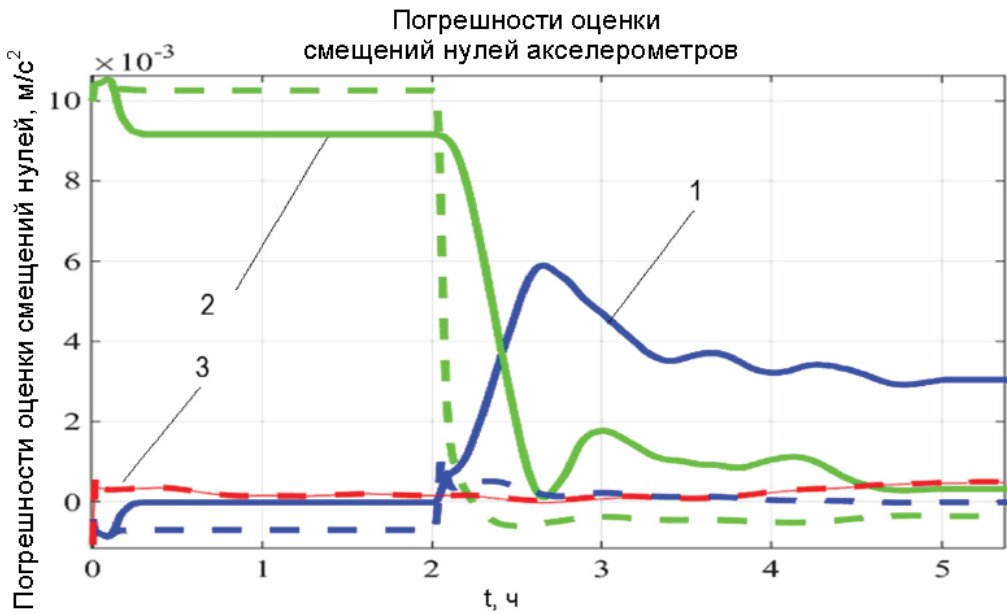


Рис. 2. Погрешности оценки смещений нулей (м/с²) акселерометров: 1 – $\Delta\hat{a}_{xb}$, 2 – $\Delta\hat{a}_{yb}$, 3 – $\Delta\hat{a}_{zb}$; сплошная линия – при повороте на 10°, пунктирная – на 90° с угловой скоростью 1°/с

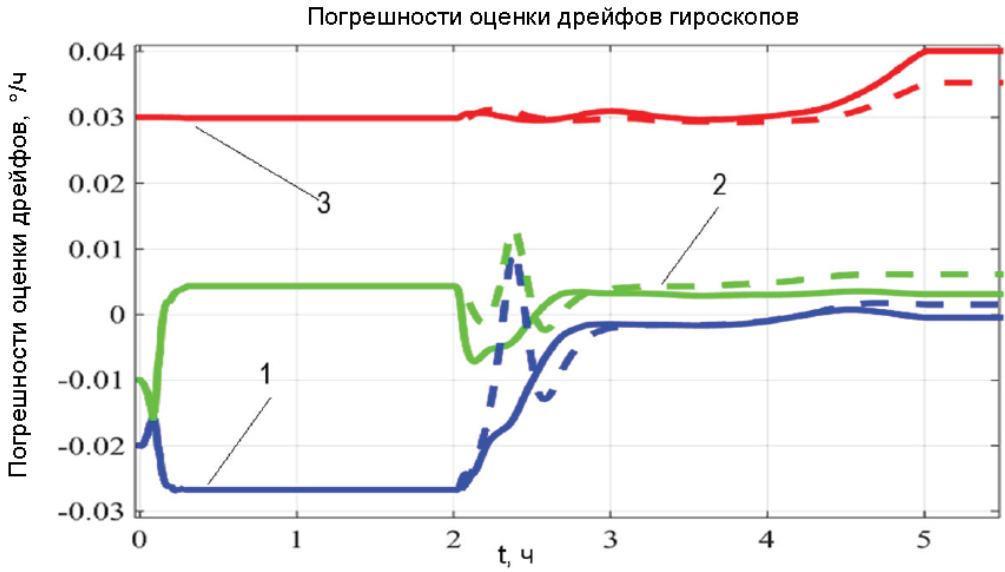


Рис. 3. Погрешности оценки дрейфов (°/ч) ВОГ:
 1 – $\Delta\tilde{\omega}_{xb}$, 2 – $\Delta\tilde{\omega}_{yb}$, 3 – $\Delta\tilde{\omega}_{zb}$ при повороте на 180°;
 сплошная линия – с угловой скоростью 1°/с, пунктирная – 0,15°/с

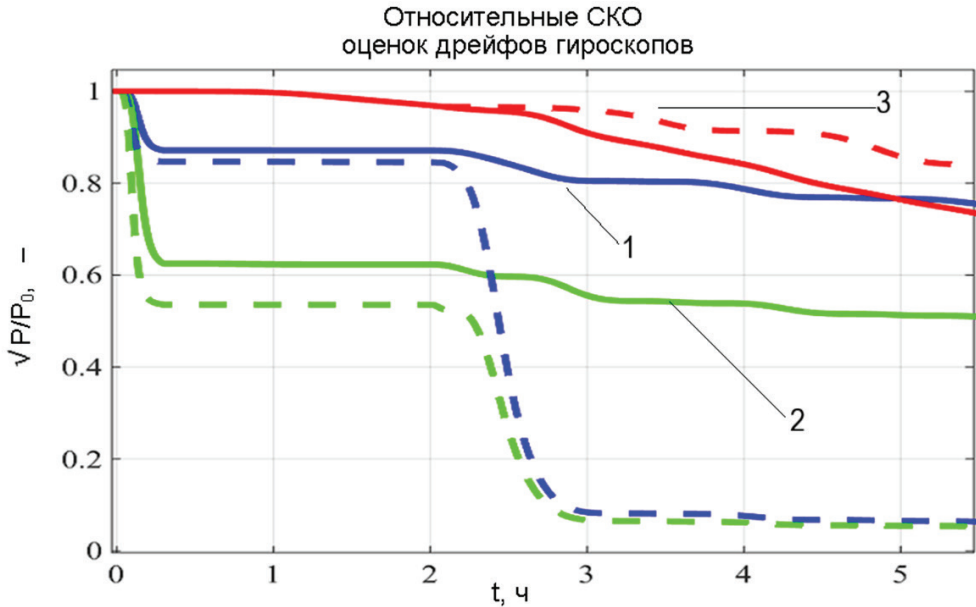


Рис. 4. Значения относительных СКО ($\sqrt{P/P_0}$) ошибок оценок дрейфов гироскопов
 ($\sqrt{P_0} = 0.003$ °/ч): 1 – для $\Delta\tilde{\omega}_{xb}$, 2 – для $\Delta\tilde{\omega}_{yb}$, 3 – для $\Delta\tilde{\omega}_{zb}$;
 сплошная линия – при повороте на 10°, пунктирная – на 90°

Результаты проведенных исследований показывают, что наблюдаемость дрейфов ВОГ (рис. 4) и смещений нулей акселерометров (рис. 5) в условиях поворота объекта резко улучшается. При этом более эффективен поворот на 90°.

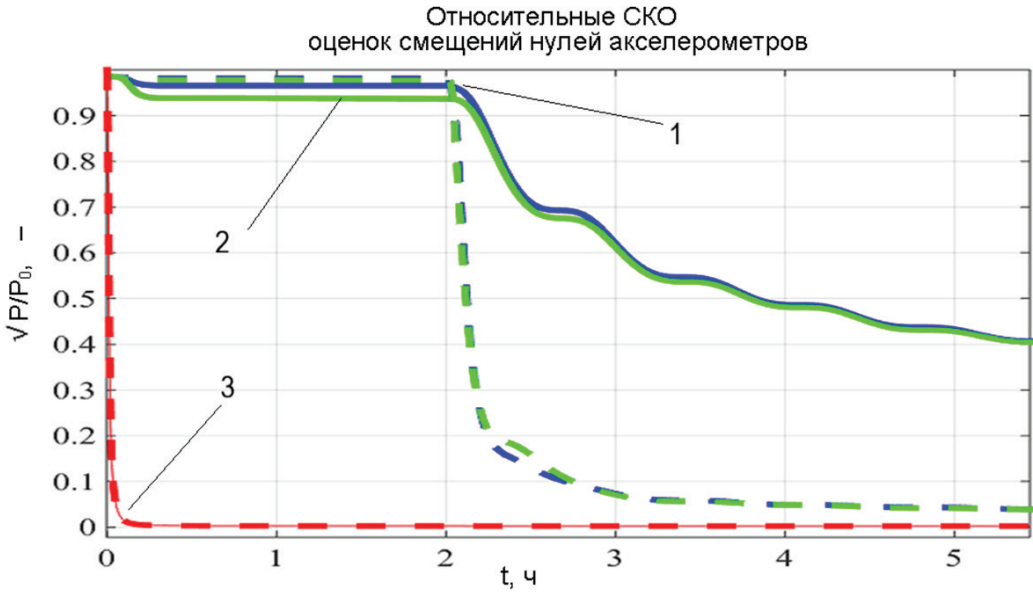


Рис. 5. Значения относительных СКО ($\sqrt{P/P_0}$) ошибок оценок смещений нулей акселерометров ($\sqrt{P_0} = 0,0003 \text{ м/с}^2$: 1 – для $\Delta\tilde{a}_{xb}$, 2 – для $\Delta\tilde{a}_{yb}$, 3 – для $\Delta\tilde{a}_{zb}$; сплошная линия – при повороте на 10° , пунктирная – на 90°)

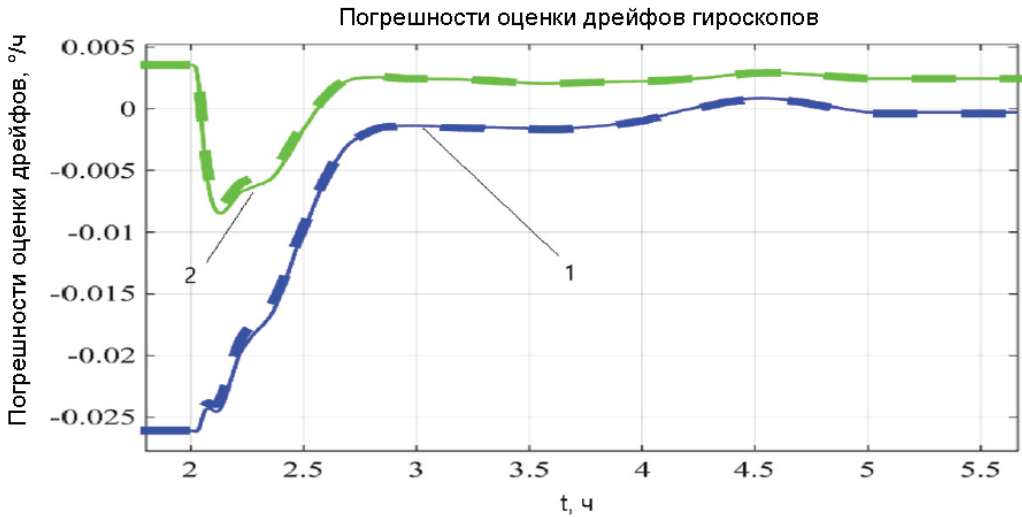


Рис. 6. Погрешности оценки «горизонтных» дрейфов ($^\circ/\text{ч}$) ВОГ: 1 – $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, 2 – $\Delta\hat{\omega}_{yb}$ при повороте на 180° с угловой скоростью $1^\circ/\text{с}$ и угле сноса при циркуляции 6° ; сплошная линия – при использовании однокомпонентного лага, пунктирная – двухкомпонентного с измерением поперечной составляющей относительной скорости

Точность оценки так называемых горизонтных $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, $\Delta\hat{\omega}_{yb}$ дрейфов ВОГ в автономном режиме с привлечением данных лага при повороте со значительным изменением курса (около 90°) лежит в пределах $0,003...0,004^\circ/\text{ч}$, т.е. на уровне неопределенности морских течений ($\sigma_T \cong 0,2 \text{ м/с}$). Следовательно, для БИНС с нестабильностью дрейфов лучше приведенных значений их оценка с опорой на

данные относительного лага нецелесообразна. Уточнение дрейфов гироскопов в этом случае необходимо производить только в обсервационном режиме работы.

Поворот на 10° практически не приводит к оценке дрейфов ВОГ. Увеличение значений угла поворота приводит к повышению точности оценки горизонтных $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, $\Delta\hat{\omega}_{yb}$ дрейфов гироскопов (рис. 1) и смещений нулей акселерометров (рис. 2). При этом время переходных процессов по оценкам горизонтных дрейфов составляет примерно 1,5...2,0 ч.

Оценивание азимутального $\Delta\hat{\omega}_{zb}$ дрейфа требует, как известно, более длительного времени наблюдения. По данным же относительного лага в условиях маневрирования его оценка вообще нецелесообразна из-за дополнительного влияния неортогональностей ИМ БИНС и масштабного коэффициента азимутального гироскопа. Эту оценку лучше осуществлять в обсервационном режиме.

Смещения нулей акселерометров $\Delta\bar{a}_{xb}$, $\Delta\bar{a}_{yb}$ на постоянном курсе вообще ненаблюдаемы (рис. 5), а при повороте по курсу на 90° погрешности их оценки составляют около $0,001 \text{ м/с}^2$ (рис. 2).

Уменьшение значения угловой скорости циркуляции приводит к некоторому снижению точности оценок горизонтных дрейфов гироскопов (рис. 3).

При наличии сноса объекта учет во время циркуляции поперечной составляющей линейной скорости при использовании двухкомпонентного относительного лага практически не дает существенного повышения точности оценивания дрейфов гироскопов БИНС рассматриваемого класса (рис. 6). Особенно если принять во внимание факт наличия морских течений заданного уровня.

3. Результаты испытаний

Стендовые испытания

Испытания проводились на стендовом оборудовании ЦНИИ «Электроприбор».

Массивы выходных данных ИМ БИНС (текущие значения сигналов ВОГ и акселерометров) для неподвижного основания формировались на частоте 100 Гц, а выходные данные виртуального спутникового модуля – на частоте 1 Гц.

Дополнительно было введено смещение нуля одного из акселерометров: $\Delta\bar{a}_{yb} = -0,01 \text{ м/с}^2$. Средние значения составляющих дрейфов ВОГ, которые определялись непосредственно при сравнении средних значений показаний ВОГ с угловой скоростью вращения Земли в осях ENH с привлечением эталонных данных о курсе и углах качки в месте нахождения стенда и с учетом дополнительно введенных смещений, при стендовых испытаниях в рассматриваемом пуске БИНС составляли: $\Delta\bar{\omega}_{xb} \cong 0,02^\circ/\text{ч}$, $\Delta\bar{\omega}_{yb} \cong 0,035^\circ/\text{ч}$, $\Delta\bar{\omega}_{zb} \cong -0,04^\circ/\text{ч}$.

Информация обрабатывалась в камеральном режиме с помощью разработанной в пакете Matlab (Simulink) модели функционирования БИНС, реализующей рабочие дискретные алгоритмы работы системы.

В течение 0,3 ч осуществлялся обсервационный режим работы с оцениванием дрейфов гироскопов, далее – автономный с лагом при имитации морских течений. До поворота стенда по углу курса оценки дрейфов ВОГ (рис. 9) и смещений нулей акселерометров (рис. 10) «замораживались», а во время поворота и после в течение нескольких часов происходило их оценивание.

При $t = 2$ ч был произведен поворот станда по курсу на 90° с угловой скоростью $0,1^\circ/\text{с}$.

Результаты представлены на рис. 7–10.

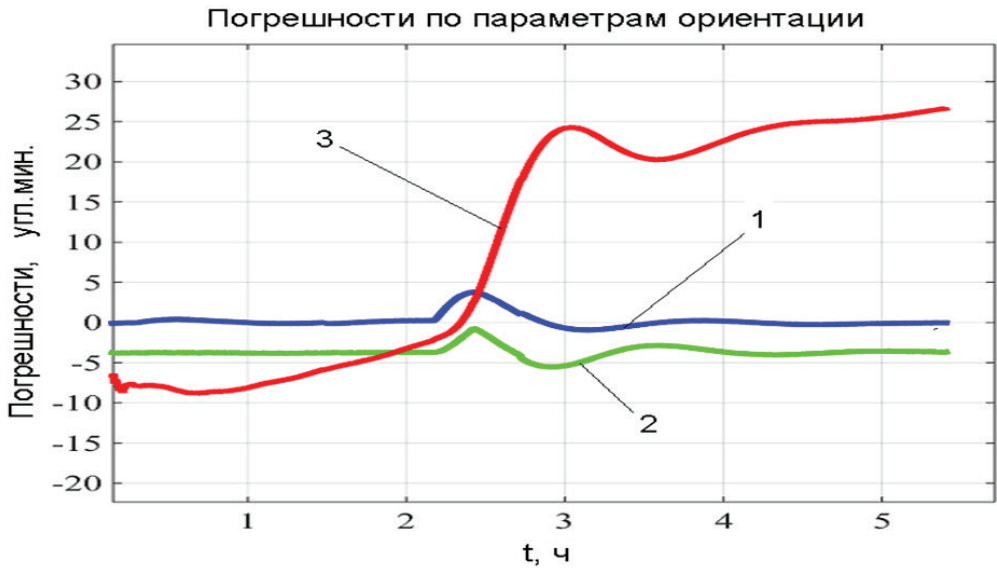


Рис. 7. Погрешности (угл. мин) БИНС по курсу (3), углом бортовой (1) и килевой (2) качки (без оценивания дрейфов ВОГ и смещений нулей акселерометров)

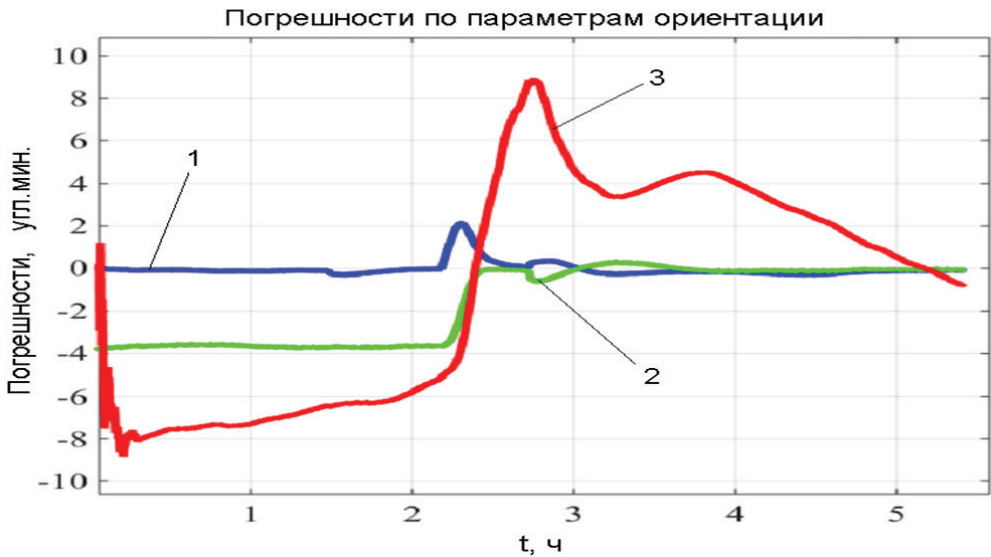


Рис. 8. Погрешности (угл. мин) БИНС по курсу (3), углом бортовой (1) и килевой (2) качки (при оценке дрейфов ВОГ и смещений нулей акселерометров по данным лага)

Из приведенных результатов следует, что при повороте имеет место возмущение по курсу (рис. 7, 8). Оценивание дрейфов ВОГ и смещений нулей акселерометров в условиях маневра приводит к существенному повышению точности БИНС по параметрам ориентации (рис. 8).

Максимальные погрешности оценки горизонтных $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, $\Delta\hat{\omega}_{yb}$ дрейфов ВОГ и смещений нулей акселерометров в автономном режиме с привлечением данных лага при повороте по курсу на 90° составляют около $0,003^\circ/\text{ч}$ и $0,001 \text{ м/с}^2$.

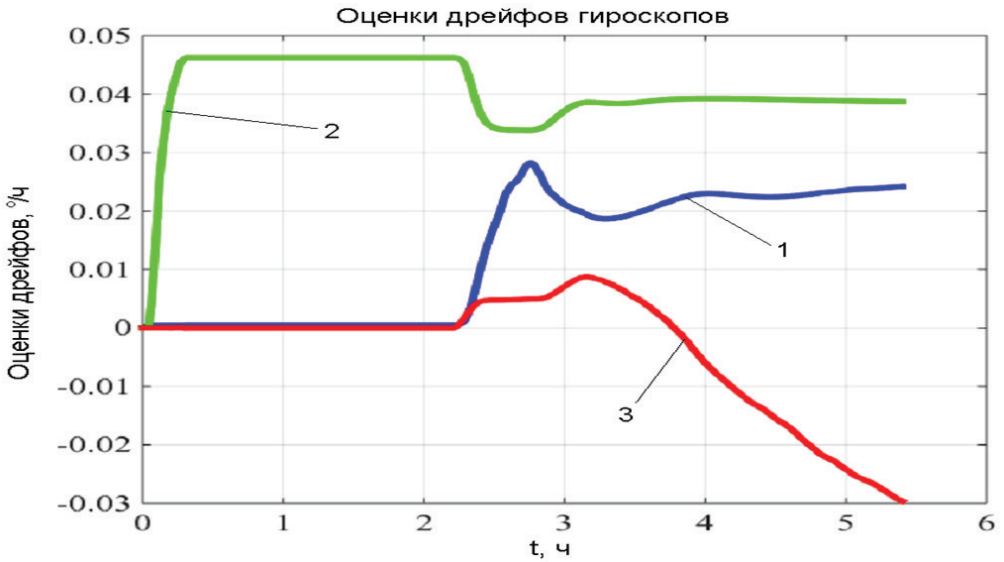


Рис. 9. Оценки дрейфов ($^\circ/\text{ч}$) ВОГ: 1 – $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, 2 – $\Delta\hat{\omega}_{yb}$, 3 – $\Delta\hat{\omega}_{zb}$

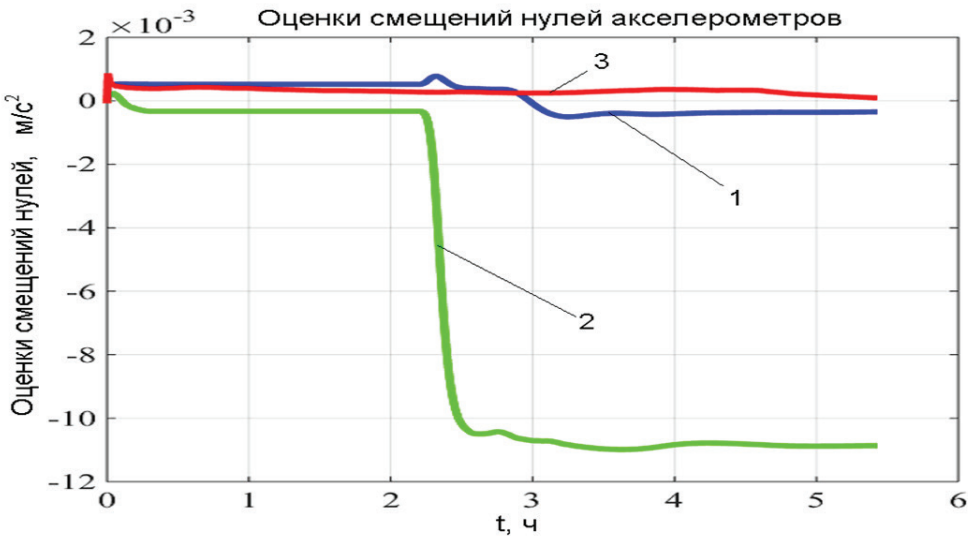


Рис. 10. Оценки смещений нулей (м/с^2) акселерометров:
1 – $\Delta\hat{a}_{xb}$, 2 – $\Delta\hat{a}_{yb}$, 3 – $\Delta\hat{a}_{zb}$

Мореходные испытания

Испытания происходили на одном из судов при его движении с изменением курса, приведенным на рис. 11.

Массивы выходных данных ИМ БИНС (текущие значения сигналов ВОГ и акселерометров) формировались на частоте 20 Гц, а выходные данные спутникового приемника и относительного лага – на частоте 1 Гц. При этом дополнительно было введено смещение нуля одного из гироскопов $\Delta\bar{\omega}_{yb} = 0,03^\circ/\text{ч}$.

Обработка информации проводилась в камеральном режиме с помощью разработанной в пакете Matlab (Simulink) имитационной модели. В течение 0,3 ч осуществлялся обзорный режим работы, далее – автономный с лагом. Начальная погрешность по курсу составляла около 6° . Результаты испытаний приведены на рис. 12–14. При этом для эталонирования по курсу привлекались данные прецизионной инерциальной системы.

Оценки дрейфов гироскопов, полученные для собранного в ходе испытаний массива данных при работе БИНС в обзорном режиме с привлечением курсовых измерений и принимаемые за эталонные, составляли на шестичасовой момент времени следующие значения: $\Delta\bar{\omega}_{xb} \cong -0,02^\circ/\text{ч}$, $\Delta\bar{\omega}_{yb} \cong 0,05^\circ/\text{ч}$, $\Delta\bar{\omega}_{zb} \cong 0,001^\circ/\text{ч}$.



Рис. 11. Значения курса при движении по маршруту



Рис. 12. Погрешности (угл. мин) БИНС по курсу: 1 – без оценивания дрейфов ВОГ и смещений нулей акселерометров, 2 – с оценкой дрейфов ВОГ и смещений нулей акселерометров

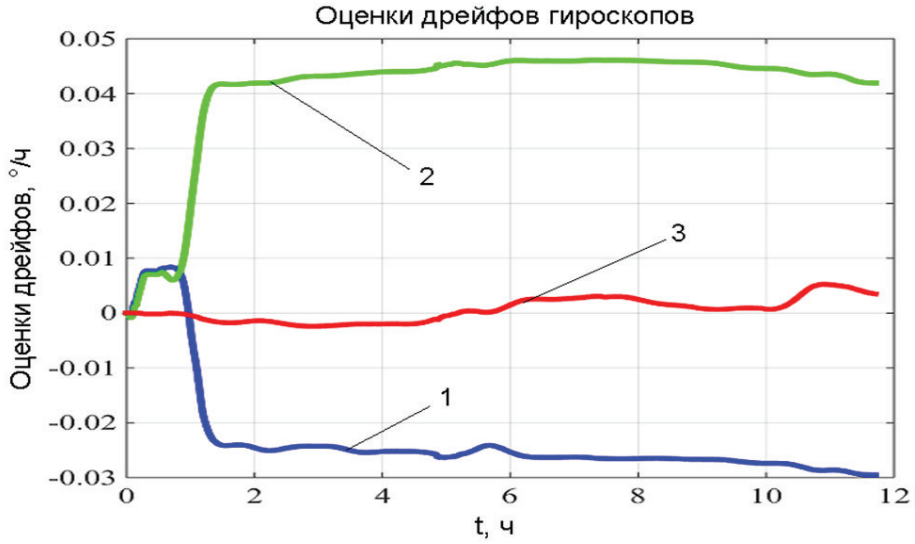


Рис. 13. Оценки дрейфов ($^{\circ}/ч$) ВОГ: 1 – $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, 2 – $\Delta\hat{\omega}_{yb}$, 3 – $\Delta\hat{\omega}_{zb}$

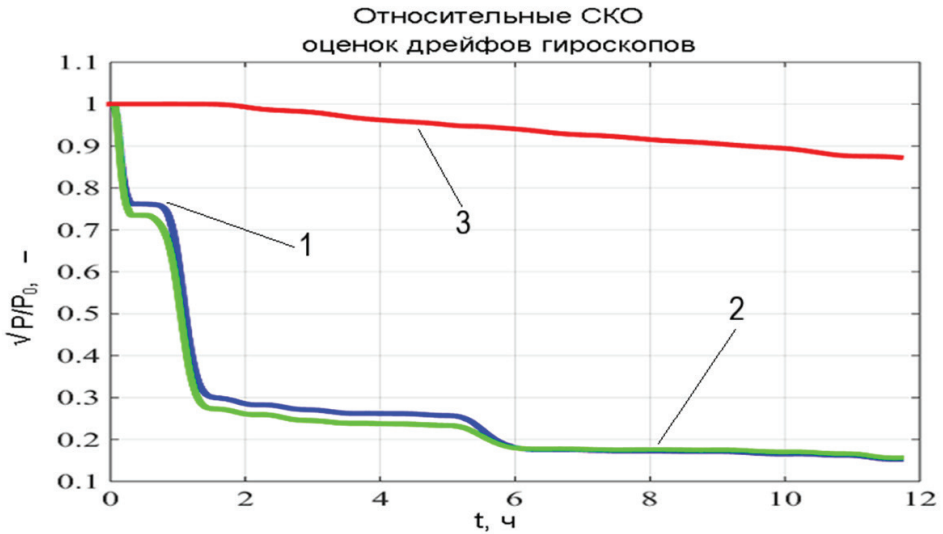


Рис. 14. Значения относительных СКО ($\sqrt{P/P_0}$) ошибок оценок дрейфов гироскопов: 1 – для $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, 2 – для $\Delta\hat{\omega}_{yb}$, 3 – для $\Delta\hat{\omega}_{zb}$ ($\sqrt{P_0} = 0,003^{\circ}/ч$)

Из результатов мореходных испытаний следует, что для БИНС на ВОГ рассматриваемого типа целесообразна оценка дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров в условиях маневрирования объекта по данным относительного лага. Это существенно снижает погрешность системы по курсу (рис. 12). Наблюдаемость горизонтных $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, $\Delta\hat{\omega}_{yb}$ дрейфов (рис. 14) резко повышается при каждом повороте корабля по курсу. Точность их оценивания лежит в пределах $0,004^{\circ}/ч$.

Заключение

1. Оценка дрейфов гироскопов и смещений нулей акселерометров БИНС рассматриваемого типа в условиях маневрирования объекта с опорой на данные относительного лага обеспечивает снижение уровня возмущаемости системы и повышение точности в выработке параметров ориентации.

2. Наблюдаемость горизонтных дрейфов и погрешностей акселерометров измерительного модуля БИНС существенно повышается при каждом повороте корабля по курсу.

Работа выполнена при государственной поддержке ведущих университетов Российской Федерации (субсидия 08-08).

ЛИТЕРАТУРА

1. **Paturel, Y., Rumoroso, V., Chapelon, A., Honthaas, J.**, MARINS, the First FOG Navigation System for Submarines, *Symposium Gyro Technology*, 2006.
2. **www.ixblue.com**
3. **www.safran-electronics-defense.com/naval-solutions/surface-vessels/navigation-systems**
4. **https://www.sbg-systems.com/products/apogee-series-high-accuracy-ins-gnss/**
5. **https://www.imar-navigation.de/en/products/by-application/category/defence-applications-navigation-stabilization-guidance-surveying**
6. **Grifi, D., Senatore, R., Quattraro, E., Verola, M., Pizzarulli, A.**, FOG based INS for satellite launcher application, *Proceedings of the Gyro Technology Symposium*, Germany, 19–20 Sept. 2017, pp. P05.1–P05.12
7. **Колеватов А.П. и др.** Волоконно-оптический гироскоп бесплатформенных инерциальных систем навигационного класса. Разработка, термокомпенсация, испытания // Гироскопия и навигация. 2010. № 3 (70). С. 49–60.
8. **Емельянцеv Г.И., Сай Т.** О наблюдаемости восточного дрейфа инерциального измерительного модуля в условиях специального маневрирования объекта // Гироскопия и навигация. 2005. №4 (51). С. 32–41.
9. **Емельянцеv Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А.** О калибровке пусковых дрейфов бесплатформенной инерциальной навигационной системы с одноосным модуляционным вращением измерительного модуля // Гироскопия и навигация. 2017. № 2 (97). С. 3–17.
10. **Barbour Schmidt N., G.** Inertial Sensor Technology Trends, *Sensors*, 2001, vol. 1, no. 4, pp. 332–339.
11. **Walsh, Ed.**, Navy and industry investigate new super-accurate optical gyros for possible use on ballistic missile submarines, *Military & Aerospace Electronics*, 2001.
12. **Guo Wei, Xingwu Long, Xudong Yu**, Research on High Precision Rotating Inertial Navigation System with Ring Laser Gyroscope, *22th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, May, 2015, S.-Petersburg, Russia.
13. **Анучин О.Н., Емельянцеv Г.И.** Об эффективности использования данных относительного лага в корабельных интегрированных системах ориентации и навигации на основе бескарданных инерциальных модулей // Гироскопия и навигация. 2001. № 3 (34). С. 32–43.
14. **Тазьба А.М., Леви Ю.В., Ермолина М.А.** Структура интегрированных навигационных систем на базе бесплатформенных инерциальных систем средней точности // Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2001. С. 115–127.
15. **Дмитриев С.П., Зиненко В.М., Литвиненко Ю.А.** Анализ коррекции и демпфирования инерциальной навигационной системы средней точности с использованием относительного лага // Гироскопия и навигация. 2012. № 2(77). С. 28–33.
16. **Литвиненко Ю.А., Тупысев В.А.** Сравнительный анализ редуцированных фильтров калмановского типа с гарантированным качеством оценивания // Гироскопия и навигация. 2012. № 2(77). С. 3–11.
17. **Дзюба А.Н., Лопарев А.В.** Нестационарный алгоритм коррекции гировертикали авиационного гравиметра // Гироскопия и навигация. 2015. № 3 (90). С. 52–60.
18. **https://www.rs-class.org.**

19. **Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.** Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
 20. **Емельянцеv Г.И., Степанов А.П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. 394 с.
 21. **Ривкин С.С.** Теория гироскопических устройств. Ч.1. СПб.: Судпромгиз, 1962. 507 с.
 22. **Мастрюков С.И., Червякова Н.В.** Оценка устойчивости течений в северо-западной части тихоого океана // Навигация и гидрография. 2018. № 53. С. 50–57.
 23. **Мастрюков С.И., Соболева М.Н., Червякова Н.В.** К вопросу о сезонной изменчивости полей «постоянных» течений в Беринговом море // Навигация и гидрография. 2018. №54. С. 67–73.
-

Emel'yantsev, G.I., Stepanov, A.P. (Concern CSRI Elektropribor, JSC; ITMO University, St. Petersburg, Russia), and **Blazhnov, V.A.** (Concern CSRI Elektropribor, JSC)
Use of Maneuvering to Improve the Accuracy of Ship Autonomous SINS, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2020, vol. 28, no. 2 (109), pp. 37–53.

Abstract. The paper studies the problem of reducing the errors of heading and pitch/roll angles for a strapdown inertial navigation system (SINS) based on fiber-optic gyroscopes (FOG) of navigation accuracy grade during a vessel maneuvering. The solution of the problem is analyzed mainly for autonomous mode of the system operation using the water speed log data.

A specific feature of the studied solution is that the gyro drifts and accelerometer biases are estimated only during the vessel maneuvering, based on the log data. In this case, an attribute is formed for the vessel's maneuver start.

The results of simulation, test-bench and field tests of the SINS on FOGs of navigation accuracy grade during the vessel maneuvering are presented, with the data of the system's measurement unit, GNSS-receiver and log having been processed in MATLAB (Simulink) software, taking into account the simulation of ocean currents and vessel drift.

Key words: strapdown inertial navigation system, fiber-optic gyroscope, GNSS-receiver, water speed log, vessel maneuvering.

Материал поступил 14.01.2020