

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

О НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКЕ КОРАБЕЛЬНОЙ БИНС В УСЛОВИЯХ КАЧКИ

Рассматривается проблема повышения точности и сокращения времени начальной выставки БИНС на подвижном морском объекте в условиях рыскания и качки. Указанная проблема решается путем реализации в БИНС двухэтапного алгоритма выставки.

На первом этапе решается задача приближенной автономной оценки текущих значений параметров ориентации объекта по данным акселерометров и гироскопов с учетом описания его динамики и привлечения информации от относительного лага.

На втором этапе осуществляется точная выставка системы с учетом погрешностей выставки после завершения первого этапа. В ходе выполнения точной выставки дополнительно привлекаются скоростные и позиционные измерения внешних источников информации.

При решении задач первого и второго этапов используются алгоритмы фильтра Калмана.

Приводятся результаты стендовых и мореходных испытаний в условиях рыскания и качки объекта БИНС на волоконно-оптических гироскопах навигационного класса точности.

Ключевые слова: бескарданная инерциальная навигационная система, волоконно-оптический гироскоп, рыскание и качка морского объекта.

Емельянец Геннадий Иванович. Доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 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 «Электроприбор», Университет ИТМО.

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

Введение

Одним из проблемных вопросов при запуске бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на подвижном объекте в условиях рыскания и качки является выработка начальных условий для основных функциональных задач системы, прежде всего задачи ориентации. Известны различные пути решения этой проблемы, основанные на решении уже ставшей классической задачи гирокомпасирования БИНС по скоростным и позиционным измерениям, применения различных алгоритмов (фильтрации, сглаживания) снижения влияния шумов инерциальных датчиков и движения основания на время выставки системы [1–15]. Так, в работах [1, 2] исследуется способ векторного согласования, который предполагает осуществлять начальную выставку БИНС с использованием опорной навигационной системы, что не всегда возможно. В последнее время получил развитие способ начальной выставки и калибровки инерциальной системы по информации мультиантенной спутниковой аппаратуры [3–6]. Здесь, однако, остается проблема с повышением помехоустойчивости системы при обработке фазовых спутниковых измерений.

В статье [7] описывается новый алгоритм, предназначенный для автономной оценки (без привлечения внешней корректирующей информации) ориентации объекта по выходным данным гироскопов и акселерометров БИНС и блока магнитометров. Это требует наличия магнитометров в составе измерительного модуля БИНС.

Получил применение также способ начальной выставки БИНС с опорой на линейные скорости и координаты места объекта от внешних измерителей и использование алгоритма фильтра Калмана при произвольных значениях начальных условий по параметрам ориентации [9, 10, 11]. Вместе с тем в этом случае может возникнуть ситуация со значительным увеличением времени выставки системы при большой начальной неопределенности по углу курса. В [13] приводятся результаты по существенному сокращению времени выставки БИНС при использовании обобщенного фильтра Калмана с дополнительной внутренней обратной связью по погрешности северной составляющей линейной скорости и привлечении внешних скоростных измерений. Однако предложенный в [13] алгоритм работоспособен только при практически неподвижном объекте. В [14] исследуются погрешности БИНС в режиме выставки на подвижном основании при значительной неопределенности по курсу. При этом линеаризация задачи калмановской фильтрации осуществляется, когда в качестве компонент вектора состояния выступают соответствующие элементы матрицы ориентации. В качестве корректирующей информации в процессе выставки привлекаются данные спутниковой навигационной аппаратуры, что накладывает определенные ограничения при недостатке наблюдаемых навигационных спутников или при наличии помех на возможность выставки системы.

О сокращении времени начальной выставки морской БИНС по углам качки приводится информация в докладе [15]. Для снижения влияния качки на погрешности системы, помимо известной фильтрации сигналов акселерометров и гироскопов, предлагается ввести компенсацию линейных ускорений от качки с помощью поправок, формируемых по информации от блока гироскопов и известной величине отстояния инерциального модуля от центра качания объекта.

Тем не менее к настоящему времени задача повышения точности и сокращения времени начальной выставки БИНС остается актуальной.

Для сокращения времени начальной выставки БИНС в данной работе предлагается применение двухэтапного алгоритма. На первом этапе осуществляется приближенная автономная (без привлечения внешних измерителей при построении алгоритмов калмановской фильтрации) оценка текущих значений параметров ориентации объекта только по данным акселерометров и гироскопов с учетом описания его динамики (приближенная начальная выставка). После этого осуществляется запуск основных функциональных задач БИНС. Здесь и далее предполагается, что рассматривается БИНС на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) с одноосным модуляционным вращением (ортогонально основанию, на котором установлена БИНС) инерциального измерительного модуля (ИИМ). Предполагается также, что при необходимости модуляционное вращение может быть приостановлено в процессе функционирования системы.

На втором этапе (точная начальная выставка) решается известная задача фильтрации с использованием алгоритма фильтра Калмана (ФК) по оценке и минимизации погрешностей ориентации БИНС с опорой на внешнюю информацию о линейной скорости и координатах места [10]. При этом, как правило, осуществляется и оценка пусковых дрейфов гироскопов, а в случае применения модуляционного вращения ИИМ системы – и смещений нулей акселерометров [16, 17].

В статье приводится сравнительная оценка нескольких различных вариантов решения задачи начальной выставки, включая предложенный авторами статьи двухэтапный алгоритм.

При анализе погрешностей БИНС использовались как имитационные данные (модельные), так и реальные данные стендовых и объектовых испытаний ИИМ (записи выходных данных блоков гироскопов и акселерометров) одного из образцов БИНС на ВОГ навигационного класса точности, а также сигналы спутникового приемника и относительного лага.

1. Исходные положения

Положим, что ИИМ системы (с ним связан ортогональный трехгранник $x_b y_b z_b$, индекс b в обозначениях) неподвижен относительно основания (трехгранник $x_o y_o z_o$, индекс o в обозначениях – оси объекта, где y_o – продольная ось, z_o – ось, ортогональная палубе, направлена вверх). В этом случае параметры матрицы $C_{b,o}$ ориентации ИИМ относительно основания системы являются неизменными ($C_{b,o} = \text{const}$).

Решение задачи ориентации в системе основано на формировании на рабочей частоте 100 Гц (шаг дискретизации $dT = t_{j+1} - t_j$) первых интегралов по данным ВОГ о значениях вектора угловой скорости $\vec{\omega}_b = [\omega_{xb}, \omega_{yb}, \omega_{zb}]^T$ поворота ИИМ относительно инерциальной системы координат (ИСК), а также первых и вторых интегралов по данным акселерометров $\vec{n}_b = [n_{xb}, n_{yb}, n_{zb}]^T$.

Кватернион $L_{h,b}$, определяющий ориентацию ИИМ $x_b y_b z_b$ относительно географического сопровождающего трехгранника (ENH , индекс h в обозначениях), или соответствующая ему матрица направляющих косинусов $C_{b,h}$ вычисляются на шаге dT . При этом учитываются также значения вектора угловой скорости $\vec{\omega}_h = [\omega_E, \omega_N, \omega_H]^T$ поворота трехгранника ENH относительно ИСК.

С учетом матрицы $C_{b,o}^T$ определяются значения искомой матрицы $C_{o,h}$ (или соответствующего ей кватерниона $L_{h,o}$) ориентации объекта относительно ENH и углы

курса K ($K = K_0 - \varphi_p$, K_0 – среднее значение курса, генеральный курс, φ_p – угол рыскания), килевой ψ и бортовой θ качки (рис. 1) [10]:

$$C_{o,h} = \begin{bmatrix} \cos K \cdot \cos \theta + \sin K \cdot \sin \psi \cdot \sin \theta & \sin K \cdot \cos \psi & \cos K \cdot \sin \theta - \sin K \cdot \sin \psi \cdot \cos \theta \\ -\sin K \cdot \cos \theta + \cos K \cdot \sin \psi \cdot \sin \theta & \cos K \cdot \cos \psi & -(\sin K \cdot \sin \theta + \cos K \cdot \sin \psi \cdot \cos \theta) \\ -\cos \psi \cdot \sin \theta & \sin \psi & \cos \psi \cdot \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

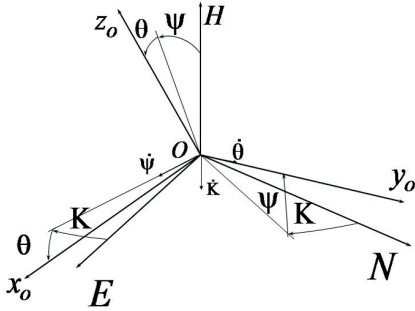


Рис. 1. Ориентация связанной системы координат x_o, y_o, z_o относительно географического сопровождающего трехгранника ENH

Задача преобразования сигналов акселерометров $\vec{n}_b = [n_{xb}, n_{yb}, n_{zb}]^T$ на оси ENH и вычисление составляющих вектора линейной скорости $\vec{V}_h = [V_E, V_N, V_H]^T$ и соответствующих им угловых скоростей $\vec{\omega}_h = [\omega_E, \omega_N, \omega_H]^T$ решается с учетом формирования на рабочей частоте $1/dT$ первых и вторых интегралов от выходных данных акселерометров. Дискретные алгоритмы решения этой задачи, как и задач ориентации и навигации по вычислению географических координат места: долготы λ , широты φ и высоты h , – приведены в работе [10].

Здесь и далее для определенности предположим, что ИИМ рассматриваемой БИНС содержит:

- блок ВОГ с нестабильностью дрейфов $\Delta \bar{\omega}_i$ ($i = x_b, y_b, z_b$) уровня (3σ) $0,01 \dots 0,02$ °/ч от пуска к пуску и около $0,003 \dots 0,01$ °/ч – в пуске (аппроксимированы марковскими процессами первого порядка). Шумовая составляющая дрейфа – около $0,02$ °/ч/ $\sqrt{\Gamma \text{ц}}$ (1σ);
- блок акселерометров с нестабильностью смещений нулей $\Delta \bar{a}_i$ ($i = x_b, y_b, z_b$) порядка $(1 \dots 3) \cdot 10^{-3}$ м/с² (3σ) от пуска к пуску и $(1 \dots 3) \cdot 10^{-4}$ м/с² – в пуске (аппроксимированы марковскими процессами первого порядка), при этом уровень шума составляет $3 \cdot 10^{-4}$ м/с²/ $\sqrt{\Gamma \text{ц}}$ (1σ).

Предположим также, что объект либо неподвижен, либо движется постоянным курсом (не принимая во внимание наличие рыскания) с постоянной скоростью, координаты места и линейные скорости, необходимые в момент начала решения задачи выставки системы, поступают от внешних измерителей.

Теперь рассмотрим некоторые из существующих вариантов решения задачи начальной выставки корабельной БИНС в условиях рыскания и качки объекта.

2. Анализ существующих вариантов решения задачи начальной выставки

2.1 Автономная начальная выставка

Постановка задачи. Рассмотрим задачу определения параметров ориентации при начальной выставке системы (элементов кватерниона $L_{h,o} = [L_0, L_1, L_2, L_3]^T$, соответствующего матрице ориентации $C_{o,h}$) только по данным акселерометров и гироскопов без привлечения внешних измерителей при построении алгоритмов калмановской фильтрации (автономная выставка). При этом при решении данной задачи в условиях движения морского объекта с постоянными курсом и скоростью для ис-

ключения в сигналах акселерометров кориолисова ускорения привлекаются данные относительного лага.

В качестве измерений здесь используются выходные данные блока акселерометров $\vec{n}_b$, приведенные к осям объекта $\vec{n}_o = C_{b,o} \vec{n}_b$.

Известно [10], что вектор кажущегося ускорения в месте установки блока акселерометров ИИМ будет равен

$$\vec{n}_o = \vec{n}_c + \dot{\vec{\omega}}_o \times \vec{r}_o + \vec{\omega}_o \times (\vec{\omega}_o \times \vec{r}_o), \quad (2)$$

где $\vec{n}_c$ – вектор кажущегося ускорения в центре масс (ц.м.) объекта; $\vec{\omega}_o = [\omega_{xo}, \omega_{yo}, \omega_{zo}]^T$ – вектор угловой скорости вращения объекта в проекциях на его оси; $\vec{r}_o = [r_{xo}, r_{yo}, r_{zo}]^T$ – радиус-вектор, характеризующий отстояние блока акселерометров ИИМ от центра качаний объекта. Здесь и далее предполагается, что разницей в отстоянии блока акселерометров ИИМ от центра качаний объекта и его отстоянии от ц.м. объекта можно пренебречь (с точностью до величин второго порядка малости).

Вектор $\vec{n}_c$ при отсутствии хода или движения объекта с постоянными скоростью и курсом представим в виде

$$\vec{n}_c = (\vec{\Omega}_o + \vec{\omega}_o) \times \vec{V}_o - \vec{g}, \quad (3)$$

где $\vec{\Omega}_o$ – вектор угловой скорости вращения Земли; $\vec{V}_o$ – вектор линейной скорости ц.м. объекта; $\vec{g} = [g_{xo}, g_{yo}, g_{zo}]^T$ – вектор ускорения силы тяжести в проекциях на оси объекта

$$g_{xo} = g_e \cos \psi \sin \theta, \quad g_{yo} = -g_e \sin \psi, \quad g_{zo} = -g_e \cos \psi \cos \theta \quad (4)$$

или в элементах кватерниона $L_{h,o}$

$$\begin{aligned} g_{xo} &= -2g_e(L_1L_3 - L_0L_2), \quad g_{yo} = -2g_e(L_0L_1 + L_2L_3), \\ g_{zo} &= -g_e(L_0^2 + L_3^2 - L_1^2 - L_2^2), \end{aligned} \quad (5)$$

здесь g_e – значение ускорения нормальной силы тяжести.

Исключим в сигналах $\vec{n}_o$ акселерометров переносное и кориолисово ускорения. При этом вектор $\vec{\omega}_o = [\omega_{xo}, \omega_{yo}, \omega_{zo}]^T$ формируется по данным гироскопов $\vec{\omega}_o = C_{b,o} \vec{\omega}_b$ (при $C_{b,o} = \text{const}$), а скорость движения объекта – по данным лага.

В итоге можно сформировать следующие измерения:

$$\begin{aligned} z_1 &= n_{cxo} = 2g_e(L_1L_3 - L_0L_2) + v_1, \\ z_2 &= n_{cyo} = 2g_e(L_0L_1 + L_2L_3) + v_2, \end{aligned} \quad (6)$$

где шумы $v_i (i=1,2)$ содержат в основном погрешности $\Delta \vec{a}_o$ акселерометров в проекциях на оси x_o, y_o, z_o , а также погрешности от компенсации переносного и кориолисова ускорений. Измерение $n_{czo} (z_3)$ здесь не используется из-за его неэффективности при ограниченных углах качки морского объекта.

Представим нелинейные измерения (6) для системы с вектором состояния

$$x = [L_0, L_1, L_2, L_3]^T \quad (7)$$

в виде

$$z = H(x) + v, \quad (8)$$

здесь $H(x) = \begin{bmatrix} 2g_e(L_1L_3 - L_0L_2) \\ 2g_e(L_0L_1 + L_2L_3) \end{bmatrix}$.

Для описания уравнений динамики системы воспользуемся кинематическими уравнениями вращательного движения объекта в кватернионах [18]

$$2\dot{L}_{h,o} = L_{h,o} \bullet \check{\omega}_o - \check{\omega}_h \bullet L_{h,o}, \quad (9)$$

где « $\bullet$ » – знак произведения кватернионов,

$$\check{\omega}_o = [0 \ \omega_{xo} \ \omega_{yo} \ \omega_{zo}]^T, \quad \check{\omega}_h = [0 \ \omega_E \ \omega_N \ \omega_H]^T,$$

или в виде $\dot{x} = F_{kv} \cdot x + w$, где $x = [L_0, L_1, L_2, L_3]^T$, w – входные шумы, обусловленные в основном дрейфами гироскопов. Здесь матрица динамики системы равна

$$F_{kv} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_{xo} - \omega_E) & -(\omega_{yo} - \omega_N) & -(\omega_{zo} - \omega_H) \\ (\omega_{xo} - \omega_E) & 0 & (\omega_{zo} + \omega_H) & -(\omega_{yo} + \omega_N) \\ (\omega_{yo} - \omega_N) & -(\omega_{zo} + \omega_H) & 0 & (\omega_{xo} + \omega_E) \\ (\omega_{zo} - \omega_H) & (\omega_{yo} + \omega_N) & -(\omega_{xo} + \omega_E) & 0 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Таким образом, рассматриваемая задача сводится к оцениванию вектора (7) по измерениям (8) при матрице динамики вида (10). Предполагается, что переходная матрица системы определяется при разложении матричной экспоненты в ряд до членов второго порядка малости:

$$\Phi_{k/k+1} \cong E_{4 \times 4} + F_{kv}(t_k)dT + \frac{1}{2}[F_{kv}(t_k)dT]^2. \quad (11)$$

Учитывая нелинейность измерений (6), для их обработки будем использовать алгоритм обобщенного ФК [19].

Результаты моделирования. На рис. 2 приведены результаты моделирования рассматриваемой задачи при следующих исходных данных.

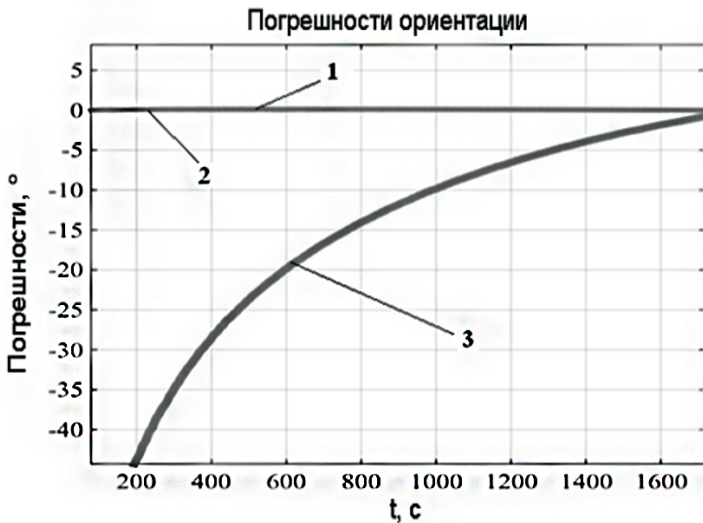


Рис. 2. Погрешности (°) оценки углов курса (3), бортовой (2) и килевой (1) качки

При отсутствии движения объекта его колебания по углам рыскания φ_p , килевой ψ и бортовой θ качки были заданы по гармоническому закону со следующими значениями амплитуд и периодов:

$$\varphi_p = 5^\circ, T_\varphi = 12 \text{ с}, \psi = 8^\circ, T_\psi = 10 \text{ с}, \theta = 20^\circ, T_\theta = 9 \text{ с}. \quad (12)$$

При этом начальная неопределенность по углу курса K составляла 140° , а широта места – 60° .

Дрейфы гироскопов и погрешности акселерометров были представлены в виде суммы смещений нулей, марковскими процессами первого порядка и дискретными белыми шумами соответственно.

Как следует из рис. 2, переходный процесс по курсу затянут и составляет около 30 мин.

Необходимо также отметить важность компенсации в условиях качки объекта в сигналах акселерометров переносного ускорения из-за их отстояния от его ц.м., что необходимо в силу его близости по диапазону частот к диапазону частот полезного сигнала – оцениваемым параметрам (элементам кватерниона ориентации).

2.2 Начальная выставка при использовании скоростных и позиционных измерений от внешних источников информации

Постановка задачи. Рассмотрим задачу начальной выставки БИНС на подвижном основании как задачу фильтрации погрешностей БИНС с помощью алгоритма ФК с использованием внешней эталонной (et) информации о линейной скорости и координатах места [10]. При этом начальные значения параметров ориентации объекта являются неизвестными. Положим их равными нулю.

При формировании линеаризованной расчетной модели погрешностей БИНС использовались следующие аппроксимации:

- смещения нулей гироскопов $\Delta\bar{\omega}_i$ ($i = xb, yb, zb$) и их изменчивость в пуске из-за отсутствия достоверных данных об их частотных спектрах были аппроксимированы соответствующими винеровскими процессами;
- шумы измерений (14), (15) аппроксимированы дискретными белыми шумами с известными дисперсиями на частоте формирования измерений.

В этом случае вектор состояния системы имеет вид

$$x^T = [\alpha \quad \beta \quad \gamma \quad \Delta V_E \quad \Delta V_N \quad \Delta V_H \quad \Delta\phi \quad \Delta\lambda \quad \Delta h \quad \Delta\bar{\omega}_{xb} \quad \Delta\bar{\omega}_{yb} \quad \Delta\bar{\omega}_{zb}], \quad (13)$$

здесь α, β, γ – погрешности в параметрах ориентации, где угол α характеризует основную погрешность по курсу, а углы β, γ – погрешности построения вертикали места в плоскости меридиана места и в плоскости первого вертикала соответственно; $\Delta V_i, i = E, N, H; \Delta\phi, \Delta\lambda, \Delta h$ – погрешности БИНС по составляющим вектора линейной скорости и координатам места соответственно.

Используем следующие скоростные

$$z_{V_i}(t_{k+1}) = V_i(t_{k+1}) - V_i^{\text{et}}(t_{k+1}) \quad (14)$$

и позиционные измерения

$$\begin{aligned} z_{\varphi}(t_{k+1}) &= \varphi(t_{k+1}) - \varphi^{et}(t_{k+1}); \quad z_{\lambda}(t_{k+1}) = \lambda(t_{k+1}) - \lambda^{et}(t_{k+1}); \\ z_h(t_{k+1}) &= h(t_{k+1}) - h^{et}(t_{k+1}). \end{aligned} \quad (15)$$

Результаты моделирования. Моделирование осуществлялось при значениях (12) параметров рыскания и качки объекта в условиях движения объекта на широте 60° . Результаты моделирования системы приведены на рис. 3.

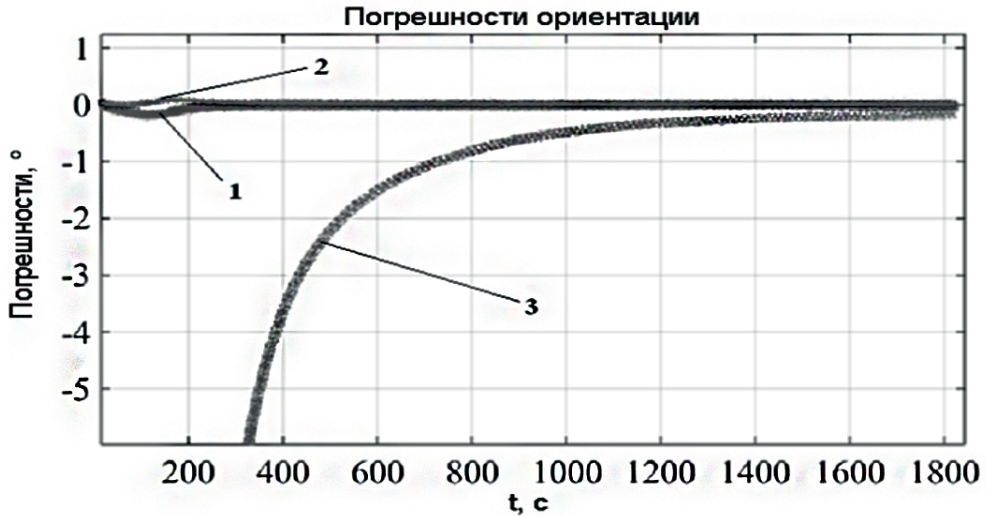


Рис. 3. Погрешности ($^\circ$) выставки БИНС по курсу (3), углам бортовой (2) и килевой (1) качки (без оценивания дрейфов ВОГ)

Из приведенных графиков следует, что переходный процесс по курсу затянут, как и в случае результатов, приведенных на рис. 2.

3. Двухэтапная начальная выставка БИНС на подвижном морском объекте

Рассмотрим теперь предлагаемый двухэтапный алгоритм начальной выставки БИНС на подвижном основании.

Постановка задачи. Первый этап – задача приближенной автономной оценки текущих значений параметров ориентации объекта только по данным акселерометров и гироскопов. При этом в условиях движения морского объекта с постоянными курсом и скоростью для исключения в сигналах акселерометров кориолисова ускорения привлекаются данные относительного лага. Для ее решения будем использовать измерения (6), описанные в углах Эйлера–Крылова.

Положим, что объект не имеет хода или осуществляет движение с постоянными скоростью и генеральным курсом K_0 . Представим тогда угол истинного курса как $K = K_0 - \varphi_p$, где $K_0 = \text{const}$ – среднее значение курса, φ_p – угол рыскания.

Учитывая ограниченность углов рыскания и качки для морского объекта, приближенно можно положить $\sin \varepsilon \cong \varepsilon$, $\cos \varepsilon \cong 1$, ($\varepsilon = \theta, \psi, \varphi_p$).

В этом случае

$$\sin K \cong \sin K_0 - \cos K_0 \cdot \varphi_p, \quad \cos K \cong \cos K_0 + \sin K_0 \cdot \varphi_p. \quad (16)$$

Учитывая принятые допущения, преобразуем соотношения (6)–(10) и представим известные [10, 20] кинематические уравнения вращательного движения объекта в углах Эйлера–Крылова приближенно в виде

$$\dot{x} = F_{ek}(x) + u_k + w, \quad (17)$$

где $x = [\sin K_0, \cos K_0, \psi, \theta, \varphi_p]^T$,

$$F_{ek} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \omega_N \sin K_0 & -\omega_E \cos K_0 & 0 & \omega_{zo} \theta & -\omega_N \cos K_0 \varphi_p \\ -\omega_E \sin K_0 & -\omega_N \cos K_0 & -\omega_{zo} \psi & 0 & -\omega_N \sin K_0 \varphi_p \\ 0 & 0 & (\omega_N \cos K_0 + \omega_E \sin K_0) \psi & -\omega_{xo} \theta & 0 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$u_k = [0, 0, \omega_{xo}, \omega_{yo}, (\omega_{zo} - \omega_H)]^T, \quad (19)$$

$$g_{xo} \cong g_e \theta, \quad g_{yo} \cong -g_e \psi,$$

$$z_1 = n_{cxo} \cong -g_e \theta + v_1, \quad (20)$$

$$z_2 = n_{cyo} \cong g_e \psi + v_2.$$

Учитывая нелинейность в уравнениях динамики системы (17), (18), для обработки измерений (20) будем использовать алгоритм расширенного ФК [19]. Переходная матрица $\Phi_{k/k+1}$ состояния системы вида (11) соответствует матрице динамики (18).

Следует отметить, что основной особенностью алгоритмов выставки первого этапа является разделение истинного курса на две составляющие: постоянную (генеральный курс) и гармоническую (рыскание). Это обстоятельство позволяет существенно упростить оценку курса (генерального курса) на фоне существующих помех (погрешностей компенсации кориолисовых и переносных ускорений, шумов инерциальных датчиков).

Второй этап – известная задача по точной оценке текущих значений параметров ориентации объекта в момент начальной выставки БИНС при решении задачи фильтрации с использованием внешней информации о линейной скорости и координатах места (13)–(15). При этом в ходе решения задачи ориентации БИНС начальные значения параметров ориентации объекта известны с погрешностями, соответствующими аналогичным погрешностям на момент завершения первого этапа.

Для проверки качества разработанного двухэтапного алгоритма было проведено исследование погрешностей БИНС как путем решения модельной задачи для первого этапа начальной выставки, так и путем обработки реальных данных стендовых и мореходных испытаний БИНС на ВОГ. БИНС содержала ИИМ, аналогичный по точности тому, характеристики которого были ранее описаны в разделе 1.

Результаты при моделировании показаний ИИМ. На рис. 4 приведены результаты моделирования первого этапа начальной выставки БИНС. Модели дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров, а также условия работы БИНС были представлены аналогично, как в разделе 2.

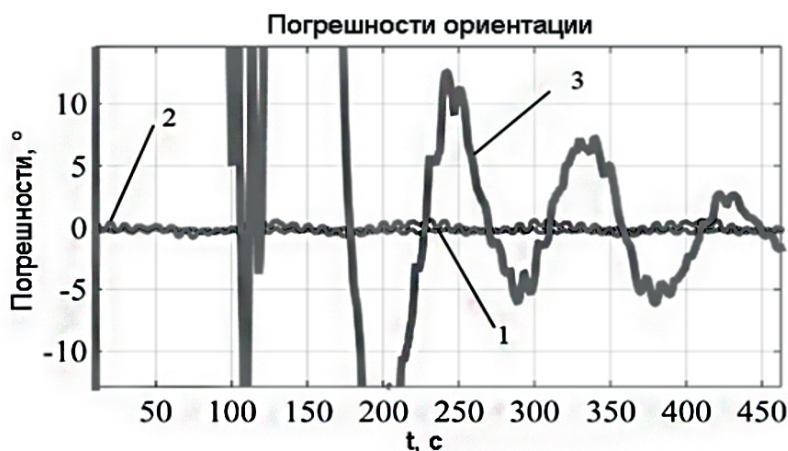


Рис. 4. Погрешности (°) оценки углов курса (3), бортовой (2) и килевой (1) качки (начальная неопределенность по курсу составляла 140°)

Колебания объекта по углам рыскания φ_p , килевой ψ и бортовой θ качки при отсутствии его движения были заданы по гармоническому закону со значениями амплитуд согласно (12). При этом начальная неопределенность по углу курса K составляла 140°, а широта места – 60°.

Как следует из приведенных результатов, существенно сокращается время выставки по курсу по сравнению с решением задачи в кватернионах (рис. 2). Это обусловлено тем, что оценка постоянных значений генерального курса ($\sin K_0$, $\cos K_0$) на фоне качки объекта и существующих помех (погрешностей компенсации кориолисовых и переносных ускорений, шумов инерциальных датчиков) осуществляется значительно быстрее, чем текущих значений элементов кватерниона.

Результаты стендовых испытаний. Массивы выходных данных ИИМ БИНС (текущие значения сигналов ВОГ и акселерометров) в условиях рыскания и качки стенда формировались на частоте 100 Гц, широта места – примерно 60°. Колебания стенда по углам рыскания φ_p , килевой ψ и бортовой θ качки были заданы по гармоническому закону со следующими значениями амплитуд и периодов:

$$\varphi_p = 5^\circ, T_\varphi = 20 \text{ с}, \psi = 10^\circ, T_\psi = 11 \text{ с}, \theta = 20^\circ, T_\theta = 9 \text{ с}.$$

Отличие указанных параметров от (12) обусловлено особенностями проведения натурных испытаний и не оказало существенного влияния на результаты исследований. При этом отстояние блока акселерометров БИНС от центра качания стенда составляло: $r_{x0} = 0,55 \text{ м}$, $r_{y0} = 0 \text{ м}$, $r_{z0} = 0,4 \text{ м}$.

Обработка информации проводилась в камеральном режиме на основе описанных ранее алгоритмов задачи фильтрации с помощью разработанной в пакете MATLAB (Simulink) имитационной модели БИНС, реализующей эти алгоритмы. В качестве эталонной информации о параметрах ориентации использовались данные стенда. Результаты приближенной оценки параметров ориентации (первый этап – грубая выставка) представлены на рис. 5 и 6.

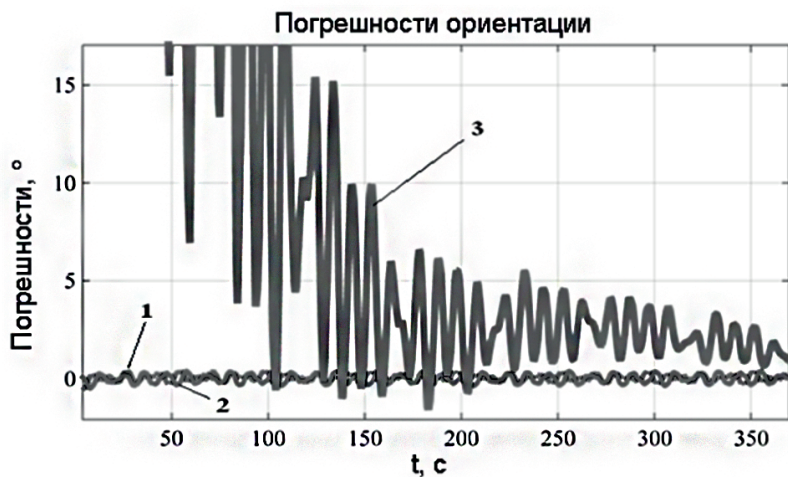


Рис. 5. Погрешности (°) оценки углов курса (3), бортовой (2) и килевой (1) качки (начальная неопределенность по курсу составляла 30°)

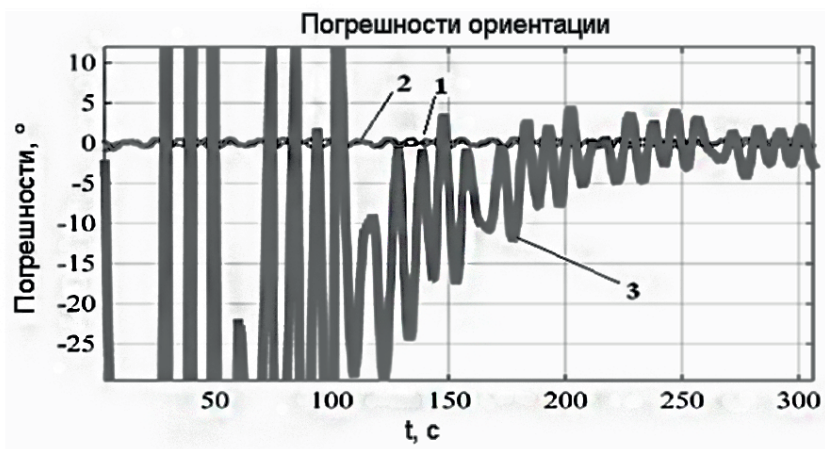


Рис. 6. Погрешности (°) оценки углов курса (3), бортовой (2) и килевой (1) качки (начальная неопределенность по курсу составляла 180°)

Из приведенных результатов следует, что время начальной выставки системы определяется временем определения истинного курса. Время приближенной оценки угла истинного курса (с точностью до величины порядка 5°) в условиях качки станда лежит в пределах 3...4 мин. При этом необходимо отметить, что угол рыскания оценивается со значительно меньшей точностью, чем углы качки.

На рис. 7 приведены результаты второго этапа (точная начальная выставка). Точная выставка была реализована в процессе данных стендовых испытаний через 3 мин после завершения грубой выставки системы. На момент начала точной выставки погрешность по курсу лежала в пределах 5°.

Согласно данным рис. 6 и 7, суммарное время начальной выставки БИНС в условиях качки станда составляет 7...8 мин.

Результаты мореходных испытаний. Испытания происходили на судне при его движении с постоянными скоростью и курсом на широте около 70°.

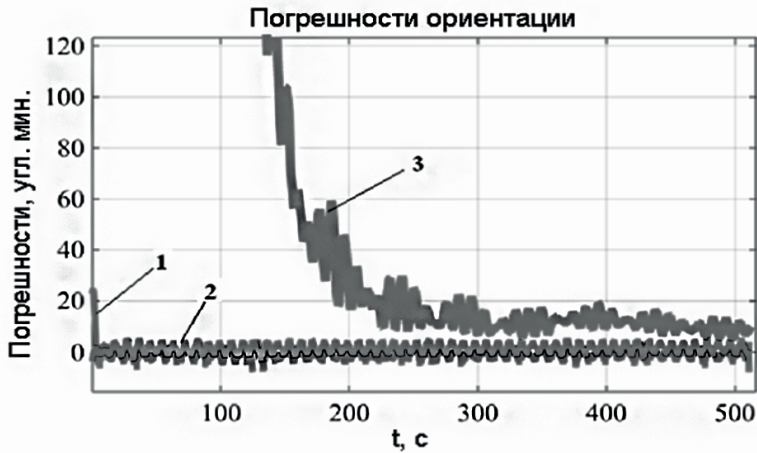


Рис. 7. Погрешности (угл. мин) оценки углов курса (3), бортовой (2) и килевой (1) качки (без оценивания дрейфов ВОГ и при наличии погрешностей синхронизации данных БИНС и эталона, начальная неопределенность по курсу составляла 5°)

Массивы выходных данных ИИМ БИНС (текущие значения сигналов ВОГ и акселерометров) формировались на частоте 20 Гц, а выходные данные спутникового приемника и относительного лага – на частоте 1 Гц.

Обработка информации проводилась в камеральном режиме с помощью разработанной в пакете MATLAB (Simulink) имитационной модели функционирования БИНС.

Скорость движения составляла порядка 8 уз, углы качки были незначительны, в пределах $20^\circ \dots 30^\circ$. Для эталонирования по курсу использовались данные прецизионной инерциальной навигационной системы.

На первом этапе грубой выставки при решении задачи приближенной оценки параметров ориентации при движении объекта привлекалась информация об относительной скорости движения (по данным лага) и счислимой широте места. Результаты испытаний приведены на рис. 8.

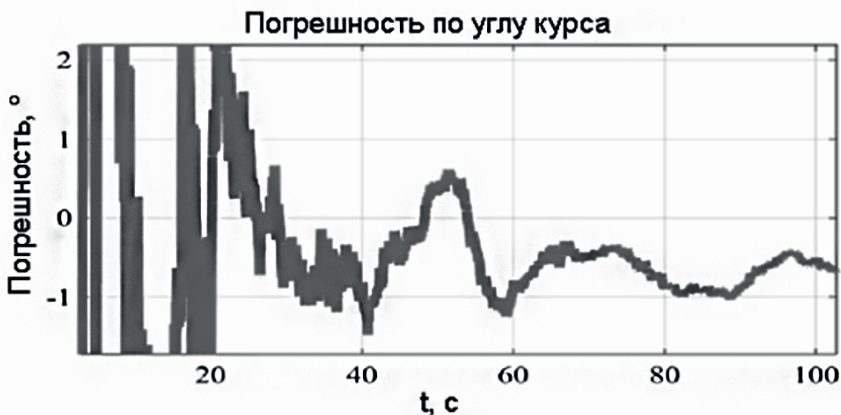


Рис. 8. Погрешность ($^\circ$) оценки угла курса

При реализации через 2 мин режима точной начальной выставки (погрешность по курсу на этот момент времени принималась в пределах 5°) использовались либо

данные по скорости и координатам места от спутникового приемника, либо данные по скорости от относительного лага. Результаты второго этапа выставки БИНС приведены на рис. 9.

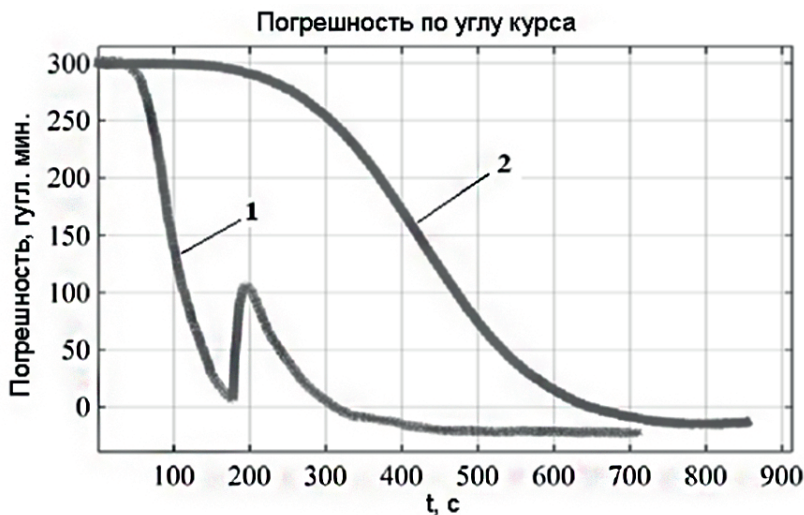


Рис. 9. Погрешности (угл. мин) выставки БИНС по курсу без оценки дрейфов ВОГ (1 – по СНС, 2 – по лагу)

Из результатов мореходных испытаний следует, что суммарное время начальной выставки БИНС в условиях движения и качки морского судна составляет около 10 мин с привлечением данных спутникового приемника (достигается погрешность по курсу порядка 15...18 угл. мин) и примерно 15 мин – с использованием данных лага.

Заключение

По результатам проведенных исследований можно отметить следующее:

- исследована проблема повышения точности и сокращения времени начальной выставки БИНС на подвижном морском объекте в условиях рыскания и качки;
- указанная проблема разрешается путем реализации в БИНС двухэтапного алгоритма выставки, когда на первом этапе решается задача приближенной автономной оценки текущих значений параметров ориентации по данным акселерометров и гироскопов с учетом описания динамики объекта и привлечения информации от относительного лага, а на втором этапе осуществляется точная выставка системы с учетом погрешностей, полученных после завершения первого этапа. В ходе выполнения точной выставки дополнительно привлекаются скоростные и позиционные измерения внешних источников информации (спутниковой аппаратуры или относительного лага). При решении задач первого и второго этапов используются алгоритмы фильтра Калмана;
- предложенный двухэтапный алгоритм начальной выставки БИНС на подвижном морском объекте в условиях качки и рыскания на стоянке или при движении с постоянной скоростью позволил сократить время готовности системы до 10 мин (15 мин при использовании данных лага) и повысить точность определения параметров ориентации (погрешность по углу истинного курса в широтах 60°...70° – на уровне 0,2°...0,3°).

Благодарности

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

ЛИТЕРАТУРА

1. Липтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. М.: Наука, 1971. 168 с.
2. Веремеенко К.К., Красильщиков М.Н. и др. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. 280 с.
3. Hirokawa, R., Ebinuma, T. A Low-Cost Tightly Coupled GPS/INS for Small UAVs Augmented with Multiple GPS Antennas, *Navigation: Journal of The Institute of Navigation*, 2009, vol. 56, no. 1, pp. 35–44.
4. Grewal, M.S., Andrews, A.P., Bartone, C.G., *Global navigation satellite systems, inertial navigation, and integration*, Third edition, Wiley, 2013.
5. Tijing Cai, Qimeng Xu, Emelyantsev, G I, Stepanov, A P, Daijin Zhou, Shuaipeng Gao, Yang Liu, Junxiang Huang, A Multimode GNSS/MIMU Integrated Orientation and Navigation System, *26th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2019.
6. Emel'yantsev, G.I., Stepanov, A.P., Blazhnov, B.A., Initial Alignment of SINS Measuring Unit and Estimation of Its Errors Using Satellite Phase Measurements, *Gyroscopy and Navigation*, 2019, vol. 10, issue 2, pp. 62–69.
7. Assad, A., Khalaf, W., Chouaib, I., Novel Adaptive Fuzzy Extended Kalman Filter for Attitude Estimation in GPS-Denied Environment, *Gyroscopy and Navigation*, 2019, vol. 10, issue 3, pp. 131–146.
8. Ya Zhang, Fei Yu, Wei Gao, Yanyan Wang, An Improved Strapdown Inertial Navigation System Initial Alignment Algorithm for Unmanned Vehicles, *Sensors*, 2018, 18, pp. 1–20.
9. Dmitriyev, S.E., Stepanov, O.A., Shepel, S.V., Nonlinear filtering methods application in INS alignment, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1997, 33 (1), pp. 260–272.
10. Анучин О.Н., Емельянцева Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГИЦ РФ «ЦНИИ «Электроприбор», 2003. 389 с.
11. 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 «Электроприбор», 2001. С. 115–127.
12. Houzeng Han, Jian Wang, Mingyi Du, A fast SINS initial alignment method based on RTS forward and backward resolution, *Journal of Sensors*, 2017, pp. 1–12.
13. Rahimi, H., Nikkhah, A.A., Improving the speed of initial alignment for marine strapdown inertial navigation systems using heading control signal feedback in extended Kalman filter, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2020, pp. 1–11.
14. Kaygisiz, B.H., Sen, B., In-motion Alignment of a Low-cost GPS/INS under Large Heading Error, *Journal of Navigation*, 2015, 68, pp. 355–366.
15. Андреев А.Г., Ермаков В.С., Мафтер М.Б. Модифицированный алгоритм начальной выставки режима приведения МИМСНБ «Кама-НС-В» // 27th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2020.
16. Игнатьев С.В., Степанов А.П., Винокуров И.Ю., Завьялов П.П. Синтез алгоритма управления модуляционным вращением измерительного блока инерциально-спутниковой системы // Мехатроника, автоматизация, управление. 2012. №3. С. 62–67.
17. Емельянцева Г.И., Старосельцев Л.П., Игнатьев С.В. О ромбовых дрейфах бескарданного инерциального модуля на ВОГ // Гироскопия и навигация. 2005. №1(48). С. 22–29.
18. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
19. Степанов О.А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003. 370 с.
20. Ривкин С.С. Теория гироскопических устройств. Ч.1. М.: «Судпромгиз», 1962. 507 с.

Emel'yantsev, G.I., Stepanov, A.P. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg, Russia; ITMO University, St. Petersburg, Russia), and **Blazhnov, B.A.** (Concern CSRI Elektropribor, JSC) Initial Alignment of Shipborne SINS under Ship Motion, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2020, vol. 28, no. 3 (110), pp. 3–17.

Absrtact. The paper focuses on improving the accuracy and shortening the time of shipborne SINS initial alignment under the ship yaw, roll and pitch. This is achieved by implementing a two-step SINS alignment algorithm.

At the first step, the ship current attitude parameters are approximately autonomously estimated by data from gyros and accelerometers with account for its dynamics and using water speed log data.

At the second step, the system fine alignment is performed with account for alignment errors after the completion of the first step. Speed and position measurements from external aids are additionally applied during the fine alignment.

Kalman filter algorithms are used in the first and second steps.

Results from bench and sea tests for SINS on navigation grade FOGs under the ship yaw, roll and pitch motion are provided.

Key words: strapdown inertial navigation system, fiber-optic gyro, ship yawing, rolling and pitching.

Материал поступил 24.08.2020