

А.Е. Морозов, Н.Д. Богданов

**АНАЛИЗ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ
МАСС АКСЕЛЕРОМЕТРОВ В АЛГОРИТМАХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ
ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

Представлен способ алгоритмической компенсации смещения центров чувствительных элементов акселерометров в составе высокоточной инерциальной навигационной системы. Ранее рассматриваемую компенсацию допускалось не применять, ввиду возможности минимизации ее влияния за счет конструктивных особенностей – максимально близкого расположения акселерометров друг к другу. С модернизацией комплектующих инерциальных датчиков влияние погрешности типа «size-effect» могло стать существенным по сравнению с погрешностями гироскопов и акселерометров. Целью данной работы является анализ влияния этой погрешности на решение навигационной задачи в условиях точностей современных инерциальных датчиков. В работе подробно изложена схема компенсации: отдельно рассматривается компенсация к произвольному центру инерциального измерительного блока, учитывающая эффект разнесения триады акселерометров, и к центру вращения транспортного средства, учитывающая место установки на объект эксплуатации. Дополнительно проанализированы конструкции расположения акселерометров на платформах блока датчиков высокоточной и малогабаритной инерциальных навигационных систем. С помощью серии вращений на наклонно поворотном столе проведен расчет разнесения акселерометров по методу наименьших квадратов относительно точки пересечения осей вращения используемого стенда. Получена оценка невязки вычисленных коэффициентов разнесения чувствительных элементов от их номинальных значений. На примере калибровочных вращений достигнуто уменьшение всех паразитных явлений в сигнале акселерометров, проявляемых в результате центростремительного и тангенциального ускорений. Аналитически выведено влияние паразитного сигнала акселерометров при курсовой качке изделия на исчисление координат и раскрыта зависимость исследуемой погрешности от времени работы изделия в условиях постоянной качки. С целью верификации проведены реальные испытания на наклонно-поворотном столе и изложены полученные результаты эффективности компенсации. Приведены результаты компенсации при летных испытаниях на двухместном вертолете вертикального взлета и посадки. Расчет летных испытаний производился путем натурного моделирования по записанным данным с учетом синхронизации используемых датчиков. Отдельно рассматривается компенсация в режиме сведения триады акселерометров к произвольной точке и в режиме сведения акселерометров к центру вращения транспортного средства.

Алгоритм компенсации; эффект разнесения чувствительных элементов; инерциальная навигация; методические погрешности БИНС; акселерометр; тангенциальное и центростремительное ускорения.

A.E. Morozov, N.D. Bogdanov

**ANALYSIS OF THE RELATIVE PLACEMENT OF THE SENSITIVE MASSES
OF ACCELEROMETERS IN ALGORITHMS FOR STRAPDOWN INERTIAL
NAVIGATION SYSTEMS**

The present study introduces a method for algorithmic compensation of the displacement of the centers of sensitive elements of accelerometers within a high-precision inertial navigation system. Previous considerations omitted this compensation due to the potential for minimizing its impact through structural features—specifically, the close proximity of accelerometers to each other. With the upgrading of components in the inertial sensors, the influence of size-effect errors could become significant compared to gyroscopes and accelerometers errors. This study aims to analyze the impact of these errors on solving navigation tasks under the precision conditions of modern inertial sensors. The compensation scheme is elaborated in detail: compensation to an

arbitrary center of the inertial measurement unit is separately discussed, considering the spreading effect of the accelerometer triad, and to the center of rotation of the vehicle, accounting for the installation location on the operational object. Additionally, designs of accelerometer placements on platforms of high-precision and compact inertial navigation system sensor blocks are analyzed. By conducting a series of rotations on an inclinable turntable, the spreading of accelerometers is calculated using the least squares method concerning the intersection point of the rotation axes of the stand used. An estimation of the discrepancy of the calculated spreading coefficients of sensitive elements from their nominal values is obtained. Through calibration rotations, the reduction of all parasitic phenomena in the accelerometer signal due to centripetal and tangential accelerations is achieved. The influence of parasitic accelerometer signals during the roll of the product on coordinate computation is analytically derived, revealing the dependency of the studied error on the product's operational time under constant rolling conditions. Real tests on the inclinable turntable were conducted for verification, and the obtained results of compensation effectiveness are presented. The compensation results from flight tests on a two-seat vertical takeoff and landing helicopter are provided. The flight test calculations were conducted through physical modeling based on recorded data with the synchronization of the employed sensors considered. Compensation in the mode of aligning the accelerometer triad to an arbitrary point and aligning accelerometers to the center of the vehicle's rotation is separately discussed.

Compensation algorithm; size-effect; inertial navigation; methodological errors INS; accelerometer; tangential and centripetal acceleration.

Введение. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) стали широко применяться для решения задач ориентации (определение углов курса, крена и тангажа) и навигации (расчет линейных скоростей и координат) различных подвижных объектов, обеспечивая надежность и автономность при требуемом уровне точности [1]. Принципиальной особенностью систем инерциальной навигации являются навигационные ошибки, накапливаемые вследствие наличия различного рода остаточных погрешностей после заводских регулировок и калибровок изделия. Работы, посвященные теме повышения точности БИНС направлены на снижение различного рода инструментальных и методических погрешностей [2–4].

За последние десятилетия точность чувствительных элементов (ЧЭ) существенно увеличилась [5, 6]: из линейки ПАО «ПНППК» уровень случайного блуждания угла (ARW) гироскопов снизился с $0,0012 \text{ } ^\circ/\sqrt{\text{ч}}$ до $0,00035 \text{ } ^\circ/\sqrt{\text{ч}}$, а гистерезис смещения нуля акселерометра снизился с 600 мкг до 85 мкг. Модернизация ЧЭ и снижение инструментальных погрешностей влекут за собой необходимость пересмотра принятых математических моделей в алгоритмах БИНС и учета новых поправок для снижения методических погрешностей. Одной из методических погрешностей является влияние «size-effect» (восприимчивость акселерометров к вращению) [7], оно возникает в следствии предположения о существовании материальной точки при расчете навигационного алгоритма, однако физически чувствительные элементы акселерометров разнесены друг от друга. Ранее влияние «size-effect» удавалось снизить путем максимально близкой установки чувствительных элементов друг к другу, что позволяло снизить данную погрешность до величин сопоставимых с уровнем шумовой составляющей инерциальных датчиков. После существенной модернизации БИНС дальнейшее снижение рассматриваемой погрешности невозможно ввиду ограничения конструктивного расположения акселерометров, но возможна алгоритмическая компенсация на бортовом вычислителе. Следует отметить, что для высокодинамичных подвижных объектов с небольшим временем работы более существенный эффект на величину навигационной ошибки оказывают погрешности именно акселерометров, а не гироскопов.

Цель данной работы – продемонстрировать влияние методической погрешности типа «size-effect» на исчисление навигационных параметров БИНС на современных чувствительных элементах производства ПАО «ПНППК». При этом большинство этапов решается в достаточно общем виде, что позволяет распространить основные ее подходы для широкого круга аналогичных систем.

Компенсационная схема. Общая компенсационная схема (рис. 1) состоит из блока расчета центростремительных ускорений в зависимости от текущей угловой скорости $f(\vec{\omega})$ и тангенциальных ускорений в зависимости от текущего углового ускорения $f(\dot{\vec{\omega}})$. Стоит отметить, что для расчета вектора тангенциального ускорения необходимо, чтобы вектор угловых ускорений был наблюдаем и хорошо обусловлен. Так же важно учитывать синхронизацию используемых датчиков [8], так как компенсационный сигнал акселерометров формируется на основе показаний гироскопов, оба эти сигнала должны быть получены с достаточной синхронизацией.

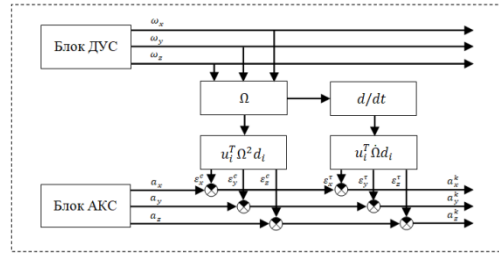


Рис. 1. Схема компенсации «size-effect»

В матричной форме уравнения компенсации представимы в виде:

$$\varepsilon_i^c = u_i^T \Omega^2 r_i, i = x, y, z$$

$$\varepsilon_i^t = u_i^T \dot{\Omega} r_i, i = x, y, z$$

$$a_i^k = a_i - \varepsilon_i^c - \varepsilon_i^t, i = x, y, z$$

где a_i^k – компенсированное ускорение по i оси, a_i – измеренное ускорение по i оси, ε_i^c – центростремительное ускорение по i оси, ε_i^t – тангенциальное ускорение по i оси, u_i – единичный вектор связывающий чувствительную ось гироскопа к соответствующей чувствительной оси акселерометра, Ω – кососимметричная матрица, составленная из проекций угловых скоростей, r_i – радиус вектор от принятого начала координат до центра ЧЭ акселерометра на i оси прибора.

Кососимметричная матрица угловых скоростей имеет вид:

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix}.$$

В системе координат (СК), связанной с инерциальными датчиками, u_i будет определяться исходя из углов перекосов гироскопов и акселерометров, а в системе координат, связанной с прибором, при условии соосности гироскопов и акселерометров, данный вектор будет совпадать с осями координатных осей, в связи с чем удобнее всего проводить компенсацию в связанной с прибором системе координат. В таком случае, вектор u_i в связанной с прибором СК будет определяться следующим образом:

$$u_x = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}; u_y = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}; u_z = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}.$$

Анализ конструкции изделий. Принято [9] разделять погрешность типа «size-effect» на погрешности от триады акселерометров и от смещения установки БИНС. Таким образом, радиус-вектор раскладывается на общую и частные составляющие:

$$r_i = r + d_i, i = x, y, z,$$

где компоненты вектора r будут характеризовать погрешность от смещения установки БИНС, а d_i – от смещения акселерометров друг относительно друга.

Через любые три точки плоскости, не лежащие на одной прямой, можно провести единственную окружность. Как правило [10, 11], чувствительные массы акселерометров стараются притянуть в центр данной окружности. Однако, в данной работе используется точка пересечения двух или, по возможности, трех нормалей от центра ЧЭ акселерометров – точка С (рис. 2,а). Данный подход позволит снизить нагрузку на бортовой вычислитель из-за отсутствия необходимости умножения на нулевые элементы векторов dx, dy, dz при компенсации смещения триады акселерометров. Еще одним из способов может быть сведение материальной точки к одному из акселерометров, например, к оси X [12] – такой подход может быть более эффективен с некоторыми конструкциями, не имеющих общего пересечения трех нормалей от центра ЧЭ акселерометров.

Если у эксплуатируемого транспортного средства (ТС) центр вращения фиксирован, то вектор r заведомо известен (рис. 2,б). В таком случае, применима компенсация «size-effect» от смещения установки. Данная погрешность является обратимой, а это означает, что чистая навигационная ошибка равна нулю, когда начальная и конечная ориентация объекта совпадают. Физически ясно [13], что максимальная навигационная ошибка равна $2r$, т.е. удвоенному расстоянию между точками центра вращения ТС и центра сведения триады акселерометров.

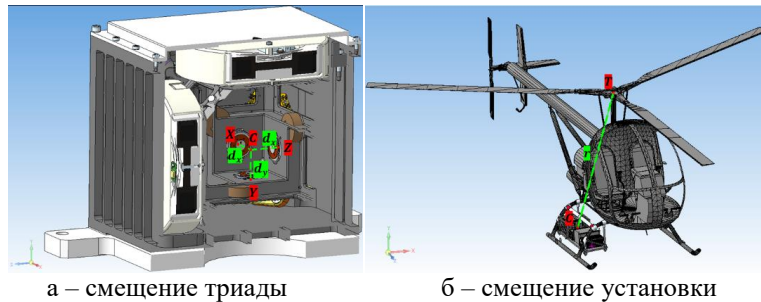


Рис. 2. Сведение центра чувствительных масс триады акселерометров

Коэффициенты векторов d_x, d_y, d_z определяются расстоянием между принятой точкой сведения триады акселерометров (точка С) к центру ЧЭ (маятника) каждого из акселерометров (точки X,Y,Z) с учетом их внутренней конструкции. Коэффициенты будут изменяться в зависимости от типов используемых акселерометров и их посадочными местами (платформой). На практике [14] этих коэффициентов оказывается достаточно для программного сведения центров ЧЭ акселерометров в одну материальную точку.

Второй тип компенсации «size-effect» возникающий от смещения оси вращения объекта до принятого центра триады акселерометров удобно разделить на временные составляющие: корпус изделия, переходную плиту и объект эксплуатации. Один и тот же блок акселерометров может использоваться в нескольких корпусах ввиду разных требований к габаритам изделия, особенно это актуально для малогабаритных изделий. Аналогично могут применяться несколько переходных плит, используемые для разного крепления на объектах или необходимые для дополнительной внешней амортизации изделия. И наконец, широкий спектр применимости изделий различного рода объектов: от наземного до воздушного транспорта – побуждает разложить общий вектор смещения установки на составляющие:

$$r = r_0 + r_n + r_r.$$

где r_0 – плечо до центра плоскости посадочного места изделия, r_n – плечо используемой переходной плиты для закрепления на объекте, r_r – плечо до центра вращения транспортного средства/испытательного оборудования.

Для сравнения на рис. 3 представлено сведение чувствительных осей акселерометров по сборочным чертежам в общую точку для систем высокоточной и малогабаритной БИНС. Расположение акселерометров у этих систем кардинально отличается, что необходимо учитывать при расчете компенсации.

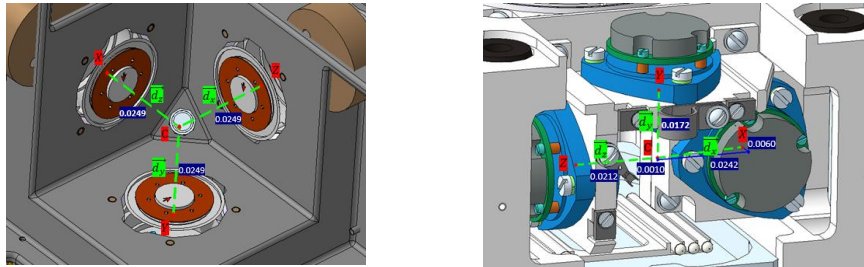


Рис. 3. Сведение триады акселерометров на примерах платформ высокоточной и малогабаритной БИНС

Номинальные значения для конструкции высокоточной БИНС, будут определяться следующими выражениями:

$$d_x[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.0249 \\ 0.0000 \\ 0.0000 \end{pmatrix}; d_y[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.0000 \\ 0.0249 \\ 0.0000 \end{pmatrix}; d_z[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.0000 \\ 0.0000 \\ 0.0249 \end{pmatrix}.$$

Номинальные значения для конструкции малогабаритной БИНС будут определяться следующими выражениями:

$$d_x[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.0060 \\ 0.0010 \\ 0.0242 \end{pmatrix}; d_y[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.0000 \\ -0.0172 \\ 0.0000 \end{pmatrix}; d_z[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.0000 \\ 0.0000 \\ -0.0212 \end{pmatrix}.$$

Эти величины соразмерны со значениями, рассмотренными в работе [13], где максимальное расстояние равняется 0.0282 м. Далее будет рассматриваться только высокоточная БИНС, так как все действия для малогабаритной будут аналогичными за исключение описанных выше коэффициентов.

Калибровка изделий. На практике, коэффициенты, для применения компенсации типа «size-effect», можно вычислить с помощью специальных вращений на наклонно-поворотном столе (НПС). Иногда эти коэффициенты определяют при калибровке изделия [15, 16] или на этапе выставки с помощью предварительных вращений на объекте [17–19].

В данной работе проведена серия из трех последовательных поворотов на трехосном НПС АС3367-ТСС вокруг каждой оси БИНС таким образом, что две перпендикулярные оси совершают движение в плоскости горизонта (рис. 4).

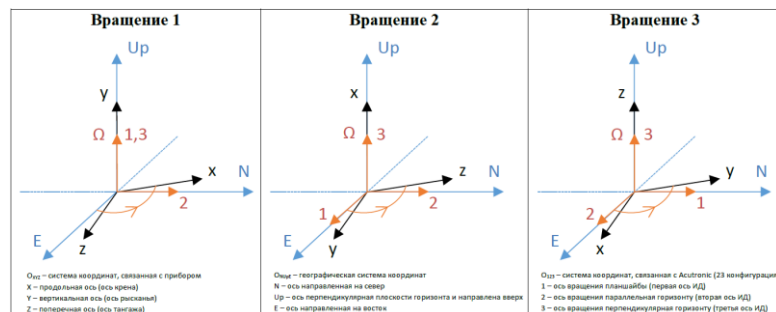


Рис. 4. Набор вращений для калибровки «size-effect»

Расчет разнесения чувствительных элементов акселерометра можно провести классическим методом наименьших квадратов (МНК) [20], тогда матрица состояния будет выглядеть следующим образом:

$$H = [1(t) \quad \omega_{x,y,z}^2(t) \quad \dot{\omega}_{x,y,z}(t)],$$

где $\omega_{x,y,z}^2$ – квадрат угловой скорости для оси, вдоль которой производится вращение $[(\text{рад/с})^2]$, $\dot{\omega}_{x,y,z}$ – производная (приращение) угловой скорости для оси, вдоль которой производится вращение $[\text{рад/с}^2]$, 1 – единичные показания.

Для случая вращения вокруг оси Y (Вращение 1) получаем:

$$\begin{pmatrix} \tau_x & \tau_z \\ r_x(1) & r_z(3) \\ -r_x(3) & r_z(1) \end{pmatrix} = (H^T H)^{-1} H^T [a_x(t) \quad a_z(t)].$$

Для случая вращения вокруг оси X (Вращение 2) получаем:

$$\begin{pmatrix} \tau_y & \tau_z \\ r_y(2) & r_z(3) \\ r_y(3) & -r_z(2) \end{pmatrix} = (H^T H)^{-1} H^T [a_y(t) \quad a_z(t)].$$

Для случая вращения вокруг оси Z (Вращение 3) получаем:

$$\begin{pmatrix} \tau_y & \tau_x \\ r_y(2) & r_x(1) \\ -r_y(1) & r_x(2) \end{pmatrix} = (H^T H)^{-1} H^T [a_y(t) \quad a_x(t)].$$

где $a_{x,y,z}$ – показания акселерометра для соответствующей оси $[\text{м/с}^2]$, $r_{x,y,z} = d_{x,y,z} + r$ – общее плечо для соответствующей оси датчика, включающее разнесение чувствительных элементов внутри триады акселерометров и общее смещение до центра вращения НПС, $\tau_{x,y,z}$ – постоянная составляющая акселерометра для соответствующей оси, вызванная нестабильностью параметров (не используется в дальнейшем, необходима для адекватной оценки других параметров).

Помимо шумовых характеристик инерциальных датчиков, точность определения искомых коэффициентов по МНК в основном будет зависеть от длительности воздействия (вращения/углового ускорения) и величины этого воздействия. Чтобы получить удовлетворительную точность проводимых расчетов для испытаний на НПС, было выбрано вращение с угловой скоростью вращения $20^\circ/\text{с}$ и с переменным угловым ускорением $\pm 10^\circ/\text{с}^2$ как показано на рис. 5. Продолжительность испытания составляет две минуты (пять полных циклов поворота в положительную и отрицательную стороны). Для оценки фактической точности и повторяемости результатов каждое испытание дополнительно повторялось пять раз.

Среднеквадратическое отклонение по пяти повторам испытания при заданных воздействиях составило в среднем 0,04 мм и не более 0,12 мм. Расхождение средних значений, полученных по МНК, от их номиналов составляет в среднем 0,5 мм и не более 1.6 мм.

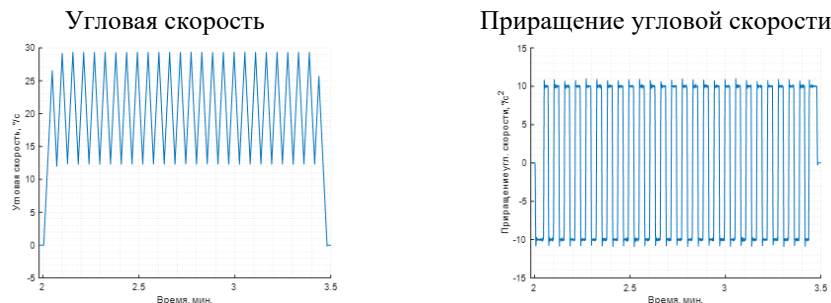


Рис. 5. Профиль вращений изделия на НПС

Разница определения коэффициентов «size-effect» по МНК от их номиналов:

$$\Delta r_x[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.0007 \\ 0.0000 \\ -0.0009 \end{pmatrix}; \Delta r_y[\text{м}] = \begin{pmatrix} -0.0016 \\ 0.0000 \\ -0.0011 \end{pmatrix}; \Delta r_z[\text{м}] = \begin{pmatrix} -0.0005 \\ 0.0000 \\ -0.0008 \end{pmatrix}.$$

Среднеквадратическое отклонение коэффициентов «size-effect», определенных по МНК, составило:

$$\sigma(r_x)[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.000118 \\ 0.000011 \\ 0.000059 \end{pmatrix}; \sigma(r_y)[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.000014 \\ 0.000025 \\ 0.000035 \end{pmatrix}; \sigma(r_z)[\text{м}] = \begin{pmatrix} 0.000047 \\ 0.000011 \\ 0.000071 \end{pmatrix}.$$

Результаты компенсации по калибровочным вращениям изображены на рис. 6. Проекция горизонтальных акселерометров смещены для наглядности от нуля на ± 100 мкг. После компенсации все паразитные явления от центростремительного и тангенциального ускорений устраняются, оставив только осцилляции, вызванные перекосами осей НПС от плоскости горизонта. Перекосы НПС составляют -11 и -6 угловых секунд (эквивалентно -53 мкг и -29 мкг) в северном и восточных направлениях соответственно, и компенсации не подлежат ввиду того, что являются частью полезного сигнала (фактическое измерение плоскости горизонта изделия). Каждое вращение проведено в положительную и отрицательную стороны.

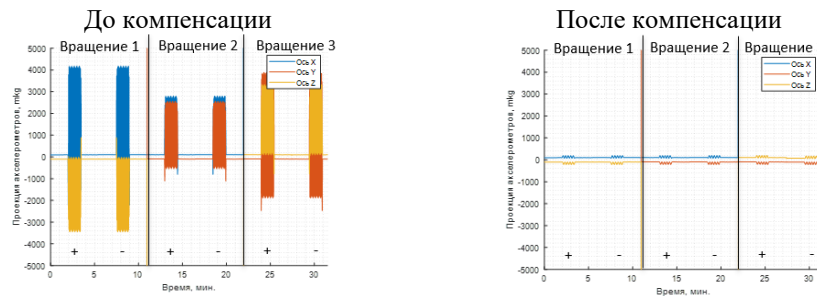


Рис. 6. Эффективность компенсации «size-effect» при вращениях

Применение компенсации при качке. Одним из испытаний наиболее чувствительным к исследуемому типу погрешности является испытание на качку изделия [21]. При данных воздействиях постоянно присутствует угловая скорость и угловое ускорение объекта, изменяющиеся по гармоническому закону. Эти проверки в зависимости от условий эксплуатации закладывает заказчик на приемосдаточные испытания.

Рассмотрим в аналитическом виде чувствительность счисления координат на гармоническое воздействие с амплитудой A и частотой f вдоль курсовой оси БИНС.

Вектор угловой скорости и кососимметричная матрица примут вид:

$$\vec{\omega}(t) = \begin{pmatrix} 0 \\ A \cos(2\pi f t) \\ 0 \end{pmatrix} \Rightarrow \Omega(t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & A \cos(2\pi f t) \\ 0 & 0 & 0 \\ -A \cos(2\pi f t) & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Рассчитаем матрицу квадрата угловой скорости и применим формулу понижения степени (половинного угла):

$$\Omega^2(t) = \begin{pmatrix} -A^2 \frac{1+\cos(4\pi f t)}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -A^2 \frac{1+\cos(4\pi f t)}{2} \end{pmatrix}.$$

Матрицу углового ускорения получим из производной по угловой скорости:

$$\dot{\Omega}(t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -2\pi f A \sin(2\pi f t) \\ 0 & 0 & 0 \\ 2\pi f A \sin(2\pi f t) & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Тогда компенсационный сигнал по линейному ускорению будет составлять:

$$a^k(t) = \begin{pmatrix} u_x^T \Omega^2 r_x + u_x^T \dot{\Omega} r_x \\ u_y^T \Omega^2 r_y + u_y^T \dot{\Omega} r_y \\ u_z^T \Omega^2 r_z + u_z^T \dot{\Omega} r_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -r_x(1) * A^2 \frac{1+\cos(4\pi ft)}{2} - r_x(3) * 2\pi f \text{Asin}(2\pi ft) \\ 0 \\ -r_z(3) * A^2 \frac{1+\cos(4\pi ft)}{2} + r_z(1) * 2\pi f \text{Asin}(2\pi ft) \end{pmatrix}.$$

Дважды интегрируя, получим ошибку счисления инерциальных координат:

$$\iint a^k(t) = \begin{pmatrix} r_x(3) * \frac{\text{Asin}(2\pi ft)}{2\pi f} - r_x(1) * \frac{A^2}{2} \left[\frac{t^2}{2} - \frac{\cos(4\pi ft)}{(4\pi f)^2} \right] \\ 0 \\ -r_z(1) * \frac{\text{Asin}(2\pi ft)}{2\pi f} - r_z(3) * \frac{A^2}{2} \left[\frac{t^2}{2} - \frac{\cos(4\pi ft)}{(4\pi f)^2} \right] \end{pmatrix} \approx \begin{pmatrix} -r_x(1) * \frac{A^2}{4} t^2 \\ 0 \\ -r_z(3) * \frac{A^2}{4} t^2 \end{pmatrix}.$$

Составляющими с тригонометрическими функциями можно пренебречь ввиду того, что при постоянной частоте качки погрешность через эти функции не накапливается со временем. Основная погрешность на инерциальные координаты накапливается пропорционально квадрату времени и возникает из-за влияния центробежного ускорения на объект. Исходя из аналитического расчета, тангенциальное ускорение не оказывает существенной погрешности на исчисление инерциальных координат. С целью снижения вычислительной нагрузки и уменьшения влияния от шумовой характеристики ВОГ в некоторых случаях компенсацией от углового ускорения можно пренебречь.

Рассмотрим фактическую чувствительность счисления координат на гармоническое воздействие вдоль курсовой оси. Подадим воздействие с одной частотой и различной амплитудой после 10 минутной стоянки (режим выставки):

$$\omega_k = A \sin(2\pi t) \begin{cases} \text{при } 10 \text{ мин} < t < 20 \text{ мин } A = 10^\circ \\ \text{при } 20 \text{ мин} < t < 30 \text{ мин } A = 20^\circ \\ \text{при } 30 \text{ мин} < t < 40 \text{ мин } A = 30^\circ \end{cases}$$

Фактические показания акселерометров (рис. 7) подтверждают аналитический вывод – при воздействии качки в сигнале ускорений присутствует смещение и гармонические составляющие, зависящие от амплитуды воздействия. При априорной информации о центре вращения системы возможно применение компенсации в реальном времени, которое практически полностью списывает явления от центробежного и тангенциального ускорений. Однако для навигационного алгоритма, критически важно сведение чувствительных масс в единую точку, так как кинематические уравнения движения построены на предположении о существовании материальной точки [22].

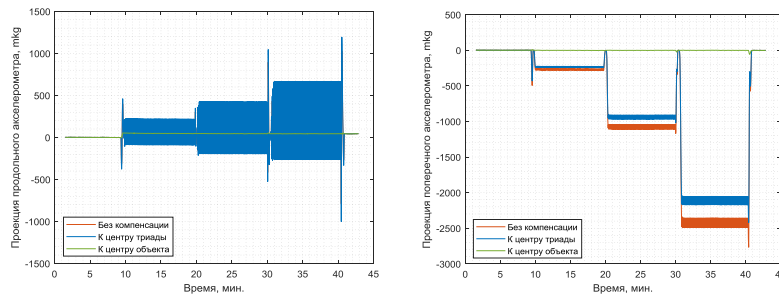


Рис. 7. Показания акселерометров при воздействии курсовой качки

При расчете навигационных параметров при качке изделия по углу курса, нет принципиальной разницы между сведением к центру триады или к центру вращения объекта (рис. 8) ввиду того, что изделие всегда возвращается в начальное положение. По характеру накопления ошибки заметно, что при использовании ком-

пенсаций линейные скорости принимают вид колебаний с амплитудой Шулера и не зависят от амплитуды воздействия качки – что является эталоном эффективности компенсации «size-effect». Компенсация по северной составляющей линейной скорости больше восточной составляющей ввиду наличия большего плеча от центра вращения НПС в данной проекции.

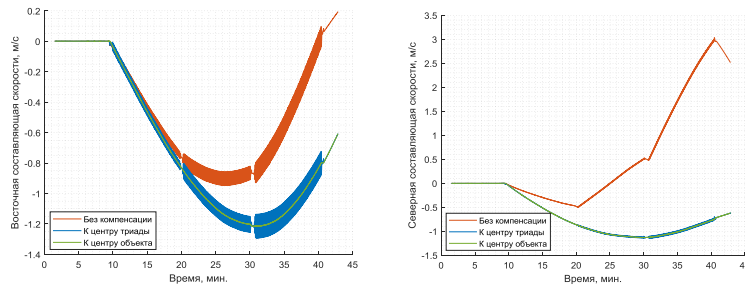


Рис. 8. Проекция линейных скоростей при воздействии качки

В навигационном режиме пройденный путь практически не меняется с применением компенсации, однако фактические координаты расходятся на 3,0 км. Это происходит из-за того, что «size-effect» в основном оказывает влияние на углы ориентации, а вследствие неправильной ориентации искажается траектория движения (рис. 9). Траектория с компенсацией к центру объекта полностью совпадает со сведением только триады акселерометров.

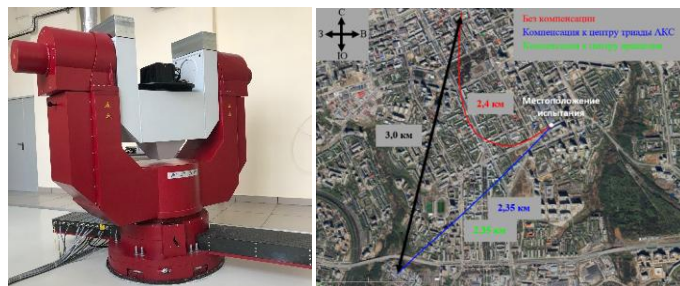


Рис. 9. Удержание координат при качке по углу курса на 3х-осном НПС

Летные испытания. Объектом эксплуатации для летных испытаний выбран двухместный вертолет АК1-3 производства компании ООО «КБ Аэрокоптер». Испытания проводились 19.09.2022 с аэродрома «Луговское» (точка старта $\varphi_0 = 57.9825$, $\lambda_0 = 55.7089$). Продолжительность испытаний составила 1,8 часа и представляет из себя прямолинейный полет с разворотом и возвратом на точку старта. Во время полета производилась запись телеметрии с частотой съема сигнала 1600 Гц, все дальнейшие расчеты алгоритмической компенсации и навигационного решения проводились натурным моделированием по полученной телеметрии. Ошибка инерциальной навигационной системы оценивается относительно показаний со спутниковой навигационной системы.

По результатам летных испытаний компенсация позволила снизить ошибку на 1,1 км (0,3 морских миль за час), а путевая скорость снизилась на 0,828 м/с. Однако это составляет незначительную часть на фоне погрешности накопленной по прилету. Ошибки в инерциальном режиме связаны с неэффективно подобранной системой амортизации – заранее не были неизвестны вибровоздействия на вертолете. Компенсация со сведением к центру вращения вертолета значительного уве-

личения к точности не обеспечивает, а со сведением всех акселерометров в общую произвольную точку может быть полезным при текущих достижимых погрешностях БИНС в две морские мили и ниже.



Рис. 10. Инерциальное навигационное решение на летных испытаниях

Закключение. При длительной эксплуатации на высокоманевренных или подверженных качке объектах в инерциальном режиме «size-effect» должен быть учтен в уравнениях движения бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Основную погрешность на определение координат при частом маневрировании вносит центростремительное ускорение.

Коэффициенты компенсации «size-effect» зависят от конструкции изделия и не нуждаются в постоянной калибровке. Оценки коэффициентов, определенные по калибровочным вращениям, не значительно отличаются от номинальных значений, определенных по сборочному чертежу.

По текущему состоянию разработок БИНС в случае удачного расположения акселерометров погрешностью типа «size-effect» можно пренебречь [23], однако при достижении высоких точностей с погрешностью БИНС примерно в две морские мили за час и ниже, необходимо брать во внимание разнесение чувствительных элементов акселерометров относительно друг друга. Величиной погрешности от разнесения акселерометров от центра вращения объекта можно пренебречь ввиду очень малого влияния и сложности настраивания коэффициентов под конкретные объекты эксплуатации. К данному типу методической погрешности следует вернуться при достижении погрешностей БИНС на порядок ниже имеющихся на текущий день, либо для применения в специфичных и узкоспециализированных задачах.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения БИНС. – ГНЦ РФ «Концерн ЦНИИ Электроприбор», 2009. – 280 с.
2. Белоусов М.А., Зобачев Д.Ю. Верификация модели волоконно-оптического гироскопа с различной глубиной модуляции // Навигация, наведение и управление летательными аппаратами: Тезисы докладов. – М., 2019. – С. 94-96.
3. Трухова Н.А., Белоусов М.А., Ременникова М.В. Исследование влияния выходных характеристик суперлюминисцентного волоконного источника на точностные параметры волоконно-оптического гироскопа // XXVIII Международная научно-техническая конференция «Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации»: Сб. трудов. – Тамбов, 2019. – С. 70.

4. *Tarasenko A.B.* Создание и исследование высокоточной навигационной системы на основе лазерных гироскопов с виброподставкой: дисс. ... канд. техн. наук. – М., 2021. – 94 с.
5. *Belousov M.A., Krivosheev A.I.* Compensation of Excess Intensity Noise of a Light Source in a Fiber-Optic Gyroscope // 30th Saint Petersburg ICINS. – Saint Petersburg, May 2023. – P. 245-246.
6. *Минкин А.М.* Технология изготовления чувствительного элемента кварцевого акселерометра методом объемной микрообработки // Прикладная фотоника. – 2019. – Т. 6, № 3-4. – С. 147-159.
7. *Jiang Q., Tang J. and Han S.* Analysis and compensation for size effect error of laser gyro Strapdown Inertial Navigation System // Infrared and Laser Engineering. – 2015. – 44 (4). – P. 1110-1114.
8. *Morozov A.E., Belousov M.A., Zobachev D.Yu.* Methodology for Determining the Delays in Sensor Measurements in Navigation Systems // 30th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – Saint Petersburg, 2023. – P. 280-281.
9. *Slobodan J.* Size effect of the inertial measurement unit and inside IMU accelerometers on aircraft position error, *Vojnitechnicki glasnik*. – Beograd, 2003. – P. 171-181.
10. *Ren L., Du J. and Wang M.* Error Analysis and Compensation of Size Effect in INS with IMU Rotation // Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. – 2013. – 34(6) – P. 1424-1435.
11. *Xie B., Qin Y., Wan Y. and Shi. W.* Analysis and compensation for size effect of strapdown inertial navigation system // Journal of Chinese Inertial Technology. – 2012. – 20 (4). – P. 414-420.
12. *Драницына Е.В.* Калибровка измерительного модуля прецизионной БИНС на волоконно-оптических гироскопах: дисс. ... канд. техн. наук. – СПб., 2016. – 89 с.
13. *Hung J.C., Hunter J.S., Stripling W.W., White H.V.* Size-effect on navigation using a strapdown IMU // Guidance and Control Directorate Technology Laboratory. – Redstone Arsenal, Alabama, 1979. – P. 29.
14. *You J., Qin Y., Yang P. and Yan G.* Modeling and Calibration of the Accelerometer Size Effect Error of the SINS // Journal of Astronautics. – 2012. – 33 (3). – P. 311-317.
15. *Козлов А.В., Шаймарданов И.Х.* Калибровка внутреннего разнесения чувствительных масс акселерометров БИНС-РТ // XXXI конференция памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. – СПб., 2018. – С. 25-34.
16. *Zhou G., Xu W. and Ye P.* Lever-Arm Calibration Method of Fiber Strapdown Inertial Navigation System Accelerometer // Piezoelectrics & Acoustooptics. – 2015. – 37 (6). – P. 945-949.
17. *Gao P., Li K., Wang L., Liu Z.* A self-calibration method for tri-axis rotational inertial navigation system // IEEE Transactions on Industrial Electronics. – United States, 2018. – Vol. 65, Issue 2. – P. 1655-1664.
18. *Вязьмин В.С., Голован А.А., Говоров А.Д.* Начальная и конечная выставки бескарданного аэрогравиметра с определением смещений нулевых сигналов акселерометров // Гироскопия и навигация. – 2023. – Т. 31, № 1 (120). – С. 76-88.
19. *Chang Z., Zhang Z., Zhou Z., Xu Z., Guo Q.* Initial Alignment for Rotating SINS Based on Online Compensation of Size Effect // Acta Armamentarii. – 2020. – 41 (10). – P. 2016-2022.
20. *Sharon E.* A Least Squares Approach to Size Effect in Inertial Navigation // IEEE Proceedings of Position Location and Navigation Symposium. – Monterey, United States, 2014. – P. 721-732.
21. *Poletti L., Sendra D. Sanchis, Siryani R.* A direct approach for high-quality MEMS based IMU/INS production // Inertial Sensors and Systems. – Braunschweig, Germany, 2020. – 19 p.
22. *Salychev O.S.*, Verified approaches to inertial navigation. – Moscow: The Bauman Moscow State Technical University, Russia, 2017. – 368 p.
23. *Tarasenko A.B., Фомичев А.А., Ларионов П.В., Колчев А.Б., Филатов П.А., Миликов Э.А.* Разработка, настройка и испытания новой малогабаритной инерциально-спутниковой навигационной системы // Сб. трудов XXVIII Санкт-петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. – СПб., 2023. – С. 151-157.

REFERENCES

1. *Matveev V.V., Raspopov V.Ya.* Osnovy postroeniya BINS [Basics of building SINS]. GNTS RF «Kontsern TSNII Elektropribor», 2009, 280 p.
2. *Belousov M.A., Zobachev D.Yu.* Verifikatsiya modeli volokonno-opticheskogo giroskopa s razlichnoy glubinoi modulyatsii [Verification of a fiber-optic gyroscope model with different modulation depths], *Navigatsiya, navedenie i upravlenie letatel'nyimi apparatami: Tezisy докладов* [Navigation, guidance and control of aircraft: Abstracts of reports]. Moscow, 2019, pp. 94-96.

3. Trukhova N.A., Belousov M.A., Remennikova M.V. Issledovanie vliyaniya vykhodnykh kharakteristik superlyuminiscentnogo volokonnoy istochnika na tochnostnye parametry volokonno-opticheskogo giroskopa [Study of the influence of the output characteristics of a superluminescent fiber source on the accuracy parameters of a fiber-optic gyroscope], *XXVIII Mezhdunarodnaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Sovremennye tekhnologii v zadachakh upravleniya, avtomatiki i obrabotki informatsii»: Cb. trudov* [XXVIII International scientific and technical conference «Modern technologies in control, automation and information processing tasks»: Collection of works]. Tambov, 2019, pp. 70.
4. Tarasenko A.B. Sozdanie i issledovanie vysokotochnoy navigatsionnoy sistemy na osnove lazernykh giroskopov s vibropodstavkoy: diss. ... kand. tekhn. nauk [Creation and research of a high-precision navigation system based on laser gyroscopes with a vibration support: cand. of eng. sc. diss. Moscow, 2021, 94 p.
5. Belousov M.A., Krivosheev A.I. Compensation of Excess Intensity Noise of a Light Source in a Fiber-Optic Gyroscope, *30th Saint Petersburg ICINS*. Saint Petersburg, May 2023, pp. 245-246.
6. Minkin A.M. Tekhnologiya izgotovleniya chuvstvitel'nogo elementa kvartsevoy akselerometra metodom ob'emnoy mikroobrabotki [Technology for manufacturing the sensitive element of a quartz accelerometer using volumetric micromachining], *Prikladnaya fotonika* [Applied Photonics], 2019, Vol. 6, No. 3-4, pp. 147-159.
7. Jiang Q., Tang J. and Han S. Analysis and compensation for size effect error of laser gyro Strapdown Inertial Navigation System, *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44 (4), pp. 1110-1114.
8. Morozov A.E., Belousov M.A., Zobachev D.Yu. Methodology for determining the delays in sensor measurements in navigation systems, *30th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*. Saint Petersburg, 2023, pp. 280-281.
9. Slobodan J. Size effect of the inertial measurement unit and inside IMU accelerometers on aircraft position error, *Vojnitesnicki glasnik*. Beograd, 2003, pp. 171-181.
10. Ren L., Du J. and Wang M. Error analysis and compensation of size effect in INS with IMU rotation, *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34 (6), pp. 1424-1435.
11. Xie B., Qin Y., Wan Y. and Shi. W. Analysis and compensation for size effect of strapdown inertial navigation system, *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2012, 20 (4), pp. 414-420.
12. Dranitsyna E.V. Kalibrovka izmeritel'nogo modulya pretsizionnoy BINS na volokonno-opticheskikh giroskopakh: diss. ... kand. tekhn. nauk [Calibration of the precision SINS measuring module on fiber-optic gyroscopes: cand. of eng. sc. diss.]. Saint Petersburg., 2016, 89 p.
13. Hung J.C., Hunter J.S., Stripling W.W., White H.V. Size-effect on navigation using a strapdown IMU, *Guidance and Control Directorate Technology Laboratory*. Redstone Arsenal, Alabama, 1979, pp. 29.
14. You J., Qin Y., Yang P. and Yan G. Modeling and calibration of the accelerometer size effect error of the SINS, *Journal of Astronautics*, 2012, 33 (3), pp. 311-317.
15. Kozlov A.V., Shaymardanov I.Kh. Kalibrovka vnutrennego razneseniya chuvstvitel'nykh mass akselerometrov BINS-RT [Calibration of internal separation of sensitive masses of BINS-RT accelerometers], *XXXI konferentsiya pamyati vydayushchegosya konstruktora giroskopicheskikh priborov N.N. Ostryakova* [XXXI conference in memory of the outstanding designer of gyroscopic devices N.N. Ostryakova]. Saint Petersburg, 2018, pp. 25-34.
16. Zhou G., Xu W. and Ye P. Lever-Arm Calibration Method of Fiber Strapdown Inertial Navigation System Accelerometer, *Piezoelectrics & Acoustooptics*, 2015, 37 (6), pp. 945-949.
17. Gao P., Li K., Wang L., Liu Z. A self-calibration method for tri-axis rotational inertial navigation system, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. United States, 2018, Vol. 65, Issue 2, pp. 1655-1664.
18. Vyaz'min V.S., Golovan A.A., Govorov A.D. Nachal'naya i konechnaya vystavki beskardannogo aerogravimetra s opredeleniem smeshcheniy nulevykh signalov akselerometrov [Initial and final alignments of a gimballess aerogravimeter with determination of the offsets of accelerometer zero signals], *Giroskopiya i navigatsiya* [Gyroscopy and navigation], 2023, Vol. 31, No. 1 (120), pp. 76-88.
19. Chang Z., Zhang Z., Zhou Z., Xu Z., Guo Q. Initial Alignment for Rotating SINS Based on Online Compensation of Size Effect, *Acta Armamentarii*, 2020, 41 (10), pp. 2016-2022.
20. Sharon E. A Least Squares Approach to Size Effect in Inertial Navigation, *IEEE Proceedings of Position Location and Navigation Symposium*. Monterey, United States, 2014, pp. 721-732.

21. *Poletti L., Sendra D. Sanchis, Siryani R.* A direct approach for high-quality MEMS based IMU/INS production, *Inertial Sensors and Systems*, 2020, 19 p.
22. *Salychov O.S.*, Verified approaches to inertial navigation,. – Moscow: The Bauman Moscow State Technical University, Russia, 2017, 368 p.
23. *Tarasenko A.B., Fomichev A.A., Larionov P.V., Kolchev A.B., Filatov P.A., Milikov E.A.* Razrabotka, nastroyka i ispytaniya novoy malogabaritnoy inertsial'no-sputnikovoy navigatsionnoy sistemy [Development, configuration and testing of a new small-sized inertial satellite navigation system], *Sb. trudov XXVIII Sankt-peterburgskoy mezhdunarodnoy konferentsii po integrirrovannym navigatsionnym sistemam* [collection of works XXVIII Saint Petersburg ICINS]. Saint Petersburg, 2023, pp. 151-157.

Статью рекомендовал к опубликованию к.т.н. А.П. Колеватов.

Морозов Андрей Евгеньевич – Публичное акционерное общество «Пермская научно-производственная приборостроительная компания»; e-mail: Morozov@pnppk.ru; тел.: +79236188385; г. Пермь, Россия; инженер-конструктор.

Богданов Никита Денисович – e-mail: BogdanovND@pnppk.ru; тел.: +79504494427; инженер-конструктор.

Morozov Andrei Evgenevich – Public joint stock company «Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company»; e-mail: Morozov@pnppk.ru; phone: +79236188385; Perm, Russia; design engineer.

Bogdanov Nikita Denisovich – e-mail: BogdanovND@pnppk.ru; phone: +79504494427; design engineer.