

В. С. ВЯЗЬМИН, А. А. ГОЛОВАН, А. Д. ГОВОРОВ

НАЧАЛЬНАЯ И КОНЕЧНАЯ ВЫСТАВКИ БЕСКАРДАННОГО АЭРОГРАВИМЕТРА С ОПРЕДЕЛЕНИЕМ СМЕЩЕНИЙ НУЛЕВЫХ СИГНАЛОВ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

В бескарданной аэрогравиметрии важное значение имеет задача начальной выставки бескарданной (бесплатформенной) инерциальной навигационной системы (БИНС) аэрогравиметра, целью которой является определение углов ориентации корпуса БИНС по измерениям на стоянке летательного аппарата перед полетом. Эта информация, в свою очередь, позволяет вычислить смещение нулевого сигнала вертикального акселерометра БИНС. При решении аналогичной задачи на конечной стоянке можно определить линейный тренд в смещении нулевого сигнала за время полета. Особенностью рассматриваемых задач является возмущение измерений инерциальных датчиков за счет неконтролируемых угловых движений основания БИНС, вызванных внешними механическими воздействиями на корпус аэрогравиметра во время стоянок. В работе предложен алгоритм начальной и конечной выставки аэрогравиметра, включающий определение углов ориентации корпуса БИНС и смещений нулевых сигналов всех трех акселерометров на стоянках до и после полета. Показано, что с помощью алгоритма можно вычислить также поправки масштабных коэффициентов акселерометров. На реальных данных демонстрируется работоспособность алгоритма в условиях угловых движений основания. Приводятся оценки точности калибровки акселерометров на основе сравнения с другим алгоритмом, и анализируются погрешности автономного инерциального счисления БИНС.

Ключевые слова: аэрогравиметрия, бескарданный гравиметр, БИНС, начальная выставка, калибровка.

Введение

Целью аэрогравиметрии является разработка средств и методов высокоточного определения силы тяжести (с погрешностью до 10^{-6} – 10^{-7} g) по измерениям гравиметра, установленного на борту летательного аппарата (ЛА) [1]. В последнее время все более востребованными становятся измерения при помощи гравиметров,

Вязьмин Вадим Сергеевич. Кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, лаборатория управления и навигации, механико-математический факультет, МГУ имени М.В. Ломоносова (Москва). ORCID 0000-0003-3848-6045.

Голован Андрей Андреевич. Доктор физико-математических наук, профессор, заведующий лабораторией управления и навигации, механико-математический факультет, МГУ имени М.В. Ломоносова. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением». ORCID 0000-0001-5628-248X.

Говоров Александр Дмитриевич. Студент, механико-математический факультет, МГУ имени М.В. Ломоносова.

основанных на бескарданной технологии, в состав которых входит БИНС (далее – бескарданный аэрогравиметр) [2–5]. В отличие от традиционных платформенных комплексов бескарданные аэрогравиметры за счет меньших размеров и веса могут устанавливаться на легкие носители (включая беспилотные ЛА) и применяться при съемках в сложных динамических условиях (например, при съемках с полным огибанием рельефа, востребованных в современной разведочной аэрогеофизике) [5, 6]. В настоящей работе рассматривается бескарданный аэрогравиметр на базе БИНС навигационного класса, в состав которого входят также система термостатирования и приемники сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) [4].

При постобработке измерений бескарданного аэрогравиметра важное значение имеет точность решения задачи начальной выставки БИНС, состоящей в определении ориентации ее корпуса по измерениям на стоянке ЛА перед полетом [7–10]. Знание начальной ориентации БИНС необходимо для инициализации алгоритма автономного инерциального счисления. Помимо этого, данные начальной выставки могут быть применены для определения смещения нулевого сигнала вертикального (направленного перпендикулярно полу ЛА) акселерометра БИНС [8, 9]. Информационную основу этой задачи составляют координаты точки измерения, опорное значение силы тяжести, абсолютное значение угловой скорости вращения Земли, показания акселерометров и датчиков угловой скорости БИНС. Решение аналогичной задачи на том же пункте конечной стоянки ЛА (после полета) позволяет определить линейный тренд в смещении нулевого сигнала вертикального акселерометра, что является важным для корректной интерпретации результатов аэрогравиметрической съемки, в особенности в геодезических приложениях [4, 11].

Решение задачи начальной выставки (и, как следствие, задачи определения смещения нулевого сигнала вертикального акселерометра) в бескарданной аэрогравиметрии осложняется возмущением измерений инерциальных датчиков БИНС аэрогравиметра за счет неконтролируемых угловых движений основания во время стоянки ЛА [9]. Последние вызваны внешними механическими воздействиями на корпус аэрогравиметра, такими как включение/выключение двигателей ЛА, регламентные работы экипажа, ветер на аэродроме и т.п. Таким образом, необходимо, чтобы алгоритм выставки был работоспособен в указанных условиях.

В статье описывается алгоритм начальной и конечной выставки аэрогравиметра, совмещенный с определением смещений нулевых сигналов всех трех акселерометров БИНС – как вертикального, так и двух горизонтальных. Смещения нулевых сигналов последних существенно влияют на точность измерений при съемках с облетом рельефа, где во время движения ЛА на галсах возможны значительные эволюции по углам крена и тангажа – до 30° и более [5]. В связи с этим для снижения погрешности измерений необходима высокая точность определения смещений нулевых сигналов всех трех акселерометров БИНС.

Необходимо отметить, что задаче выставки БИНС на неподвижном основании посвящено значительное число публикаций (см., например, [12, 13]). Наиболее распространенный способ ее решения состоит из двух этапов – так называемой грубой выставки, в которой при помощи алгебраических моделей определяются углы ориентации корпуса БИНС (прежде всего углы крена и тангажа), и точной выставки, где применяются динамические алгоритмы оценивания для уточнения оценок углов курса, крена и тангажа, найденных на первом этапе.

Известен также способ решения задачи выставки БИНС, подробно изложенный в [10], который сочетает модели грубой и точной выставки. Результаты его практического использования обсуждаются, например, в [14]. Указанный способ положен в основу предложенного в настоящей работе алгоритма выставки БИНС аэрогравиметра, совмещенного с определением смещений нулевых сигналов акселерометров. Этот алгоритм отличается тем, что допускает угловые движения основания БИНС, а кроме того, не требует знания априорных характеристик шумовых погрешностей инерциальных датчиков (что обычно необходимо при использовании алгоритмов точной выставки).

В работе также продемонстрирована возможность применения предложенного алгоритма для калибровки поправок масштабных коэффициентов акселерометров БИНС. Такая калибровка востребована, если необходимо уточнить (или проверить) результаты заводской калибровки аэрогравиметра либо требуется повторная калибровка блока акселерометров перед началом новой съемки с целью обновления базы калибровочных параметров. Калибровочный эксперимент (как и во многих других работах, например [15–17]) основывается на статических измерениях и заключается в установке аэрогравиметра последовательно на шесть граней корпуса так, чтобы оси чувствительности акселерометров БИНС были ориентированы по направлению вертикали места. Предполагается, что пол ЛА (или плита, на которую установлен аэрогравиметр) может быть механически выровнен до уровня горизонта, если на стоянке угол тангажа ЛА велик (например, 10°).

Статья имеет следующую структуру. Вначале описывается разработанный алгоритм начальной и конечной выставки БИНС аэрогравиметра с определением смещений нулевых сигналов акселерометров и их линейных трендов. Далее рассматривается методика калибровки поправок масштабных коэффициентов акселерометров БИНС. Завершает статью обсуждение результатов обработки данных бескарданного аэрогравиметра фирмы iMAR (ФРГ) [18], полученных в ходе двух экспериментов.

Алгоритм начальной и конечной выставки БИНС аэрогравиметра

Введем точку M , соответствующую положению приведенной чувствительной массы блока акселерометров БИНС, и предположим, что оси чувствительности акселерометров направлены вдоль осей прямоугольной приборной системы координат $Mz_1z_2z_3$ (для краткости – Mz), жестко связанной с корпусом БИНС и корпусом ЛА (для определенности будем считать, что ось Mz_3 направлена перпендикулярно вверх от пола ЛА). Погрешности, вызванные взаимной неперпендикулярностью осей чувствительности акселерометров и разнесением их чувствительных масс, в данной работе полагаются пренебрежимо малыми после заводской калибровки БИНС и не рассматриваются. Предположим также, что датчики угловой скорости аэрогравиметра соответствуют навигационному классу точности (дрейфы порядка $0,01^\circ/\text{ч}$ и меньше) и при построении алгоритмов выставки влияние их дрейфов на ограниченных интервалах выставки не учитывается.

Примем, что точка M неподвижна относительно Земли, а приборный трехгранник Mz может совершать неконтролируемые угловые движения. Требуется по показаниям акселерометров и датчиков угловой скорости БИНС, известным координатам и опорному значению силы тяжести в точке M и известной угловой скорости вращения Земли определить углы курса, крена, тангажа приборного трехгранника Mz , а также смещение нулевого сигнала вертикального акселерометра БИНС.

Введем модель измерений акселерометров БИНС:

$$\mathbf{f}'_z = \mathbf{f}_z + \Delta\mathbf{f}_z^0 + \delta\mathbf{f}_z, \quad (1)$$

где \mathbf{f}'_z – 3×1 -вектор измерений; \mathbf{f}_z – вектор удельной силы реакции, действующей на точку M со стороны корпуса БИНС, в проекциях на оси приборного трехгранника Mz ; $\Delta\mathbf{f}_z^0$ – вектор смещений нулевых сигналов акселерометров, полагаемых неизвестными константами на интервале выставки; $\delta\mathbf{f}_z$ – центрированный вектор шумов.

Основная идея описываемого алгоритма выставки БИНС состоит в аппроксимации вектора удельной силы реакции \mathbf{f}_z по измерениям акселерометров БИНС на интервале выставки, когда те проецируются на оси приборной системы координат $Mz_0 = Mz(t_0)$, зафиксированной в инерциальном пространстве в начальный момент времени t_0 [10]. Можно показать, что вектор удельной силы реакции в проекциях на оси Mz_0 в момент времени $t \geq t_0$ может быть представлен в виде [10]

$$\mathbf{f}_{z_0}(t) = (1 - \cos u_E t) \mathbf{a}_0 + \sin u_E t \mathbf{b}_0 + \mathbf{c}_0, \quad (2)$$

где u_E – модуль угловой скорости вращения Земли, $\mathbf{a}_0, \mathbf{b}_0, \mathbf{c}_0$ – некоторые 3×1 -векторы с постоянными коэффициентами. Последние могут быть оценены по измерениям акселерометров методом наименьших квадратов из уравнения (1), в котором вектор $\Delta\mathbf{f}_z^0$ игнорируется, и, таким образом, может быть определена оценка вектора удельной силы реакции $\mathbf{f}_{z_0}(t)$. Отсюда после перепроецирования этого вектора на оси «текущего» (в момент времени t) приборного трехгранника $Mz(t)$ определяются оценки углов крена и тангажа корпуса БИНС в этот момент времени.

Опишем теперь подробно основные этапы алгоритма:

- фиксируется инерциальная система координат $Mz_0 = Mz(t_0)$, которая отождествляется с положением приборного трехгранника Mz БИНС в начальный момент времени t_0 ;
- по показаниям датчиков угловой скорости БИНС из решения кинематического уравнения Пуассона [13] определяется матрица ориентации $A_{zz_0}(t)$ приборного трехгранника $Mz(t)$ в текущий момент времени $t \geq t_0$ относительно его начального («замороженного» в момент времени t_0) положения Mz_0 ;
- при помощи матрицы ориентации $A_{zz_0}(t)$ осуществляется перепроецирование показаний акселерометров $\mathbf{f}'_z(t)$ на оси Mz_0 , результат которого обозначим через $\mathbf{f}'_{z_0}(t)$;
- аппроксимируется вектор удельной силы реакции в осях Mz_0 $\mathbf{f}_{z_0}(t)$ на основе уравнений (1) и (2) (при помощи метода наименьших квадратов); смещениями нулевых сигналов акселерометров в (1) при этом можно пренебречь. Результат аппроксимации обозначим через $\tilde{\mathbf{f}}_{z_0}(t)$;
- при помощи матрицы, обратной $A_{zz_0}(t)$, осуществляется перепроецирование оценки вектора удельной силы реакции $\tilde{\mathbf{f}}_{z_0}(t)$ из Mz_0 на оси «текущего» приборного трехгранника $Mz(t)$. Результат перепроецирования (оценка вектора удельной силы реакции, измеряемой акселерометрами) обозначим через $\tilde{\mathbf{f}}_z(t)$.

На основе полученной оценки вектора удельной силы реакции $\tilde{\mathbf{f}}_z(t)$ по стандартным формулам [13] определяются оценки углов крена и тангажа БИНС в текущий момент времени t :

$$\tilde{\gamma}(t) = -\arctg \frac{\tilde{f}_{z_1}}{\tilde{f}_{z_3}}, \quad \tilde{\theta}(t) = \arctg \frac{\tilde{f}_{z_2}}{\sqrt{\tilde{f}_{z_1}^2 + \tilde{f}_{z_3}^2}}.$$

Оценка угла курса определяется на основе формул, приведенных в [10] (стр. 55–56).

Отметим, что вместо (2) может быть введено аналитическое представление для первого или второго интегралов от удельной силы реакции (подробнее см. [10]).

Оценку смещения нулевого сигнала $\Delta f_{z_3}^0$ вертикального акселерометра определим из следующего уравнения:

$$\tilde{f}_{z_3}(t) = -A_3^T(t) \mathbf{g}_x + \Delta f_{z_3}^0, \quad \mathbf{g}_x = (0, 0, -g_{ref})^T, \quad (3)$$

где $\tilde{f}_{z_3}(t)$ – оценка проекции вектора удельной силы реакции на ось Mz_3 в момент времени t ; A_3 – третий столбец матрицы перехода от опорной (географической) системы координат Mx к приборной Mz (то есть орт оси чувствительности вертикального акселерометра в географических осях), определяемый по результатам начальной выставки БИНС; \mathbf{g}_x – модель вектора силы тяжести в географических осях; g_{ref} – опорное значение силы тяжести.

Используя выражение для последнего элемента в A_3 , перепишем (3) в более явном виде:

$$\tilde{f}_{z_3}(t) = g_{ref} \cos \gamma(t) \cos \theta(t) + \Delta f_{z_3}^0, \quad (4)$$

где $\gamma(t)$, $\theta(t)$ – углы крена и тангажа в момент времени t соответственно. Оценку смещения нулевого сигнала $\Delta f_{z_3}^0$ определим как среднее значение разности $\tilde{f}_{z_3}(t)$ и первого слагаемого в правой части (4) на интервале выставки.

Методика предполетной калибровки блока акселерометров бескарданного аэрогравиметра

Покажем, что предложенный алгоритм выставки БИНС аэрогравиметра с определением смещения нулевого сигнала вертикального акселерометра может быть применен для нахождения смещений нулевых сигналов горизонтальных акселерометров БИНС, а также для калибровки поправок масштабных коэффициентов акселерометров.

Ясно, что задача вычисления смещений нулевых сигналов горизонтальных акселерометров может быть решена на основе соотношения (3) после соответствующего переобозначения осей при установке аэрогравиметра на одну из граней корпуса так, чтобы ось чувствительности рассматриваемого акселерометра была направлена вдоль вертикали.

Чтобы выполнить калибровку поправок масштабных коэффициентов акселерометров, следует установить аэрогравиметр последовательно на шесть граней корпуса так, чтобы ось чувствительности каждого из акселерометров была ориентирована вдоль вертикали места.

Введем следующую модель измерений акселерометров БИНС [13]:

$$\mathbf{f}'_z = (I + K)\mathbf{f}_z + \Delta \mathbf{f}_z^0 + \delta \mathbf{f}_z, \quad (5)$$

где I – единичная 3×3 -матрица; K – диагональная 3×3 -матрица с поправками масштабных коэффициентов акселерометров k_1 , k_2 , k_3 на диагонали. Рассмотрим стати-

ческое положение, в котором аэрогравиметр установлен штатно (ось Mz_3 приборной системы координат БИНС направлена вверх от пола ЛА). Считая, что оценки вектора удельной силы реакции $\tilde{\mathbf{f}}_z$ и углов ориентации корпуса БИНС известны после решения задачи начальной выставки, запишем следующее уравнение измерений для вертикального канала по аналогии с (4):

$$\tilde{f}_{z_3}(t) = (1 + k_3)g_{ref} \cos \gamma(t) \cos \theta(t) + \Delta f_{z_3}^0. \quad (6)$$

Аналогичное уравнение после установки аэрогравиметра на противоположную грань корпуса представим в виде

$$\tilde{f}_{z_3}(t) = (1 - k_3)g_{ref} \cos \gamma(t) \cos \theta(t) + \Delta f_{z_3}^0. \quad (7)$$

Обозначим через $\langle \tilde{f}_{z_3} \rangle_I$, $\langle \tilde{f}_{z_3} \rangle_{II}$ средние значения $\tilde{f}_{z_3}(t)$ в статических положениях (6) и (7) соответственно, а через $\langle g_{ref} \rangle_I$, $\langle g_{ref} \rangle_{II}$ – средние значения выражения $g_{ref} \cos \gamma(t) \cos \theta(t)$ в тех же положениях.

Тогда из (6) и (7) оценки смещения нулевого сигнала и поправки масштабного коэффициента вертикального акселерометра могут быть определены в виде

$$\begin{aligned} \Delta f_{z_3}^0 &= \frac{1}{2}(\langle \tilde{f}_{z_3} \rangle_I + \langle \tilde{f}_{z_3} \rangle_{II}) - \frac{1}{2}(\langle g_{ref} \rangle_I + \langle g_{ref} \rangle_{II}), \\ \tilde{k}_3 &= \frac{\langle \tilde{f}_{z_3} \rangle_I - \langle \tilde{f}_{z_3} \rangle_{II}}{\langle g_{ref} \rangle_I + \langle g_{ref} \rangle_{II}}. \end{aligned} \quad (8)$$

Для двух других акселерометров оценки смещений нулевых сигналов и поправок масштабных коэффициентов вычисляются аналогичным образом по измерениям на соответствующих гранях корпуса БИНС, когда оси чувствительности Mz_1 , Mz_2 акселерометров сонаправлены с вертикалью места.

Результаты обработки экспериментальных данных

Разработанный алгоритм начальной и конечной выставки БИНС был применен к данным бескарданного аэрогравиметра серии iCORUS (фирма iMAR, ФРГ) [18], записанным в 2021 г. компанией АО «ГНПП «Аэрогеофизика» (Москва) [19] во время двух экспериментов:

- эксперимент 1 – калибровка поправок масштабных коэффициентов акселерометров БИНС;
- эксперимент 2 – начальная и конечная выставки БИНС аэрогравиметра с определением смещений нулевых сигналов акселерометров и их линейных трендов.

В основе рассматриваемого аэрогравиметра – БИНС навигационного класса точности, в состав которой входят три датчика угловой скорости и три акселерометра. Кроме того, БИНС оснащена прецизионной системой термостатирования. Частота записи измерений инерциальных датчиков – 400 Гц.

Результаты обработки данных эксперимента 1. Эксперимент проведен в лабораторных условиях. Аэрогравиметр устанавливался последовательно на шесть граней корпуса и оставался в каждом положении неподвижным в течение 10 мин. Фикси-

ровались первичные данные аэрогравиметра – показания акселерометров (рис. 1) и датчиков угловой скорости в шести статических положениях, которые затем были обработаны предложенным алгоритмом выставки. Полученные результаты калибровки блока акселерометров представлены в табл. 1.

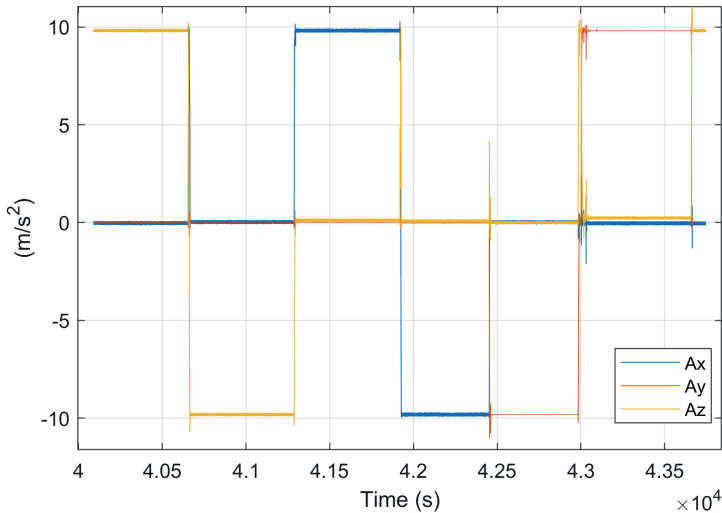


Рис. 1. Измерения акселерометров БИНС аэрогравиметра iMAR в эксперименте 1

Для оценки точности результатов экспериментальные данные были обработаны другим методом калибровки [15], в котором в качестве критерия использовалось равенство нормы показаний откалиброванных акселерометров опорному значению силы тяжести. Математическая постановка задачи калибровки в данном (далее – проверочном) методе сводится к решению нелинейной задачи:

$$\sum_i (\| \mathbf{f}'_z(t_i) - K\mathbf{f}'_z(t_i) - \Delta\mathbf{f}_z^0 \|^2 - \| \mathbf{g}_x \|^2)^2 \rightarrow \min_{K, \Delta\mathbf{f}_z^0}, \quad (9)$$

где t_i – дискретные моменты времени измерений на всем интервале эксперимента; K – диагональная 3×3 -матрица поправок масштабных коэффициентов акселерометров. Решение нелинейной задачи (9) может быть найдено при помощи итерационного метода Ньютона с выбором в начале каждой итерации нового начального приближения для оцениваемых параметров [16].

Результаты калибровки проверочным методом (9) приведены в табл. 1 и приняты в качестве эталонных. Результаты обработки предложенным алгоритмом выставки близки к эталонным: оценки смещений нулевых сигналов отличаются не более чем на 0,3 мГал от эталонных значений, оценки поправок масштабных коэффициентов – не более чем на 0,2 ppm (табл. 1). Порядок оцененных поправок масштабных коэффициентов (~30 ppm) согласуется со значением, приводимым производителем для точности заводской калибровки масштабных коэффициентов акселерометров (менее 100 ppm) [18].

Результаты обработки данных эксперимента 2. Эксперимент проводился на борту самолета Ан-30 во время стоянки на аэродроме до и после аэрогравиметрического

полета (съемки с облетом рельефа). На каждой из стоянок аэрогравиметр последовательно устанавливался на три грани корпуса (рис. 2). Длительность записи в каждом статическом положении – 10-15 мин. Цель эксперимента состояла в начальной и конечной выставке БИНС аэрогравиметра с определением смещений нулевых сигналов акселерометров и линейных трендов в них за время полета. При обработке учитывались оценки поправок масштабных коэффициентов акселерометров, найденных ранее в эксперименте 1 (при той же температурной точке). Продолжительность полета – около 6 ч. Вариации температуры внутри блока акселерометров за время полета составили по показаниям термодатчиков не более $0,3^{\circ}\text{C}$ для вертикального и $0,2^{\circ}\text{C}$ для горизонтальных акселерометров.

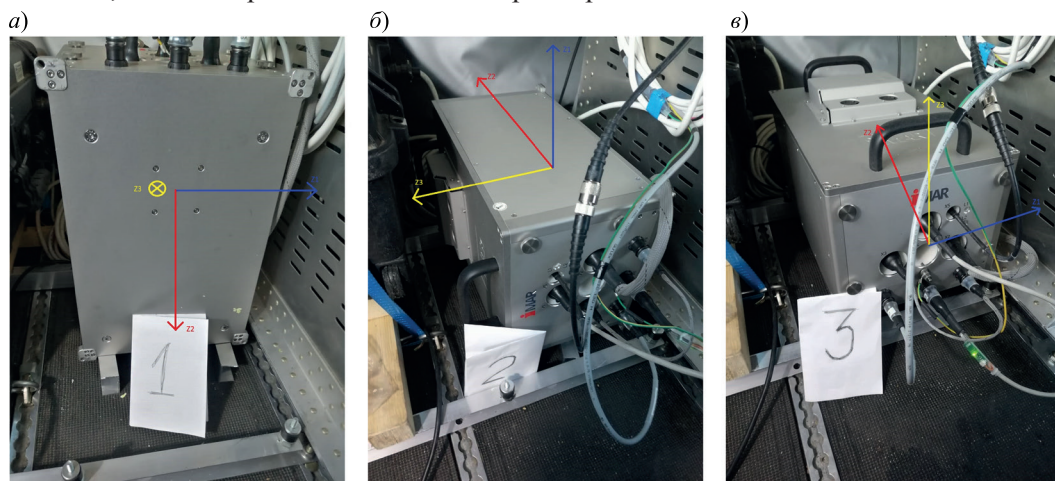


Рис. 2. Аэрогравиметр iMAR на борту Ан-30 в эксперименте 2

На рис. 3 представлены результаты начальной выставки аэрогравиметра. Они демонстрируют работоспособность предложенного алгоритма в условиях угловых движений основания БИНС, обусловленных внешними механическими воздействиями на корпус аэрогравиметра (видны в виде возмущений и отклонений на графиках оценок углов ориентации БИНС, см. рис. 3, а). На рис. 3, б приведены результаты оценивания вертикальной проекции удельной силы реакции (после вычитания из нее опорного значения силы тяжести) на интервалах начальной и конечной выставок. На основе этих данных (4) и были найдены оценки смещений нулевого сигнала вертикального акселерометра в начале и в конце полета (табл. 2). Аналогичным образом определялись оценки смещений нулевых сигналов двух других акселерометров БИНС (табл. 2).

Среднеквадратическая погрешность (СКП) оценивания смещений нулевых сигналов акселерометров – $0,44$ мГал на начальной стоянке и $0,17$ мГал на конечной. Большая СКП на начальной стоянке обусловлена возмущениями измерений инерциальных датчиков аэрогравиметра из-за колебаний корпуса ЛА (рис. 3). Линейные тренды в смещениях нулевых сигналов акселерометров составили $0,33$ - $0,34$ мГал/ч (или около 2 мГал за полет).

Для косвенной оценки качества калибровки блока акселерометров были рассчитаны результаты инерциального счисления БИНС аэрогравиметра в автономном режиме (без ГНСС) на траектории полета ЛА. После этого определялись погреш-

ности относительной скорости и координат инерциального счисления до и после калибровки блока акселерометров БИНС (рис. 4 и 5). В качестве эталона использовались спутниковые навигационные решения (координаты, относительные скорости), рассчитанные лабораторией управления и навигации МГУ в фазово-дифференциальном режиме с помощью алгоритмов по первичным (кодovým, доплеровским, фазовым) измерениям бортового приемника ГНСС и наземной базовой станции, установленной на аэродроме [20].

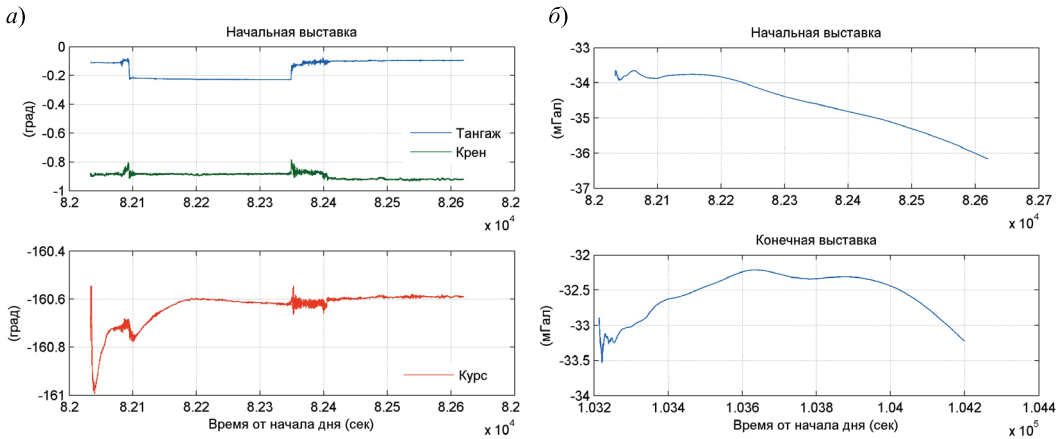


Рис. 3: *a* – результаты начальной выставки аэрогравиметра в эксперименте 2: оценки углов тангажа (синий цвет), крена (зеленый цвет), курса (красный цвет), °;

б – оценки вертикальной проекции удельной силы реакции на начальной и конечной выставках, мГал

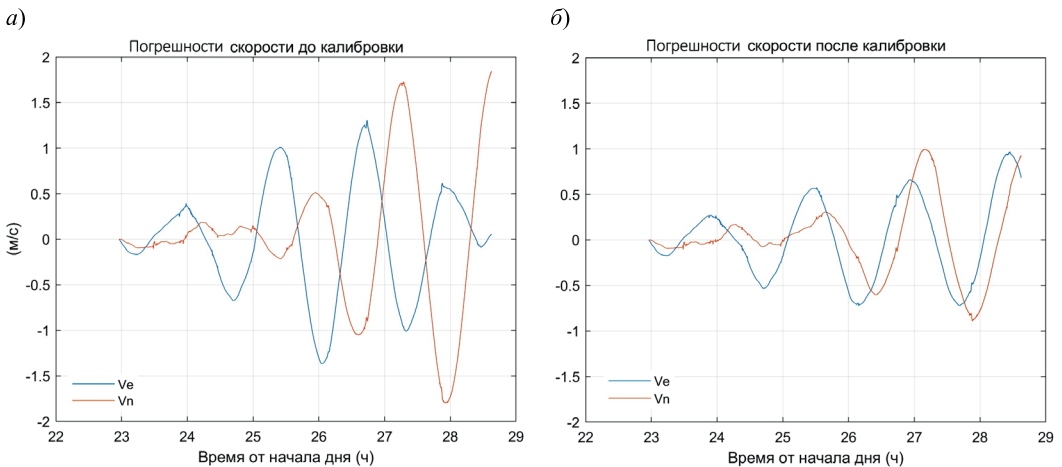


Рис. 4. Погрешности относительной скорости (восточной и северной компонент) автономного инерциального счисления БИНС аэрогравиметра, м/с:

a – до калибровки, *б* – после калибровки смещений нулевых сигналов и поправок масштабных коэффициентов акселерометров

Из расчета погрешностей автономного инерциального счисления (табл. 3) следует, что калибровка блока акселерометров позволила существенно снизить погрешности как координат – с 1,8 до 1,2 км, так и относительной скорости – с 1,8 до 1,0 м/с за 6 ч полета.

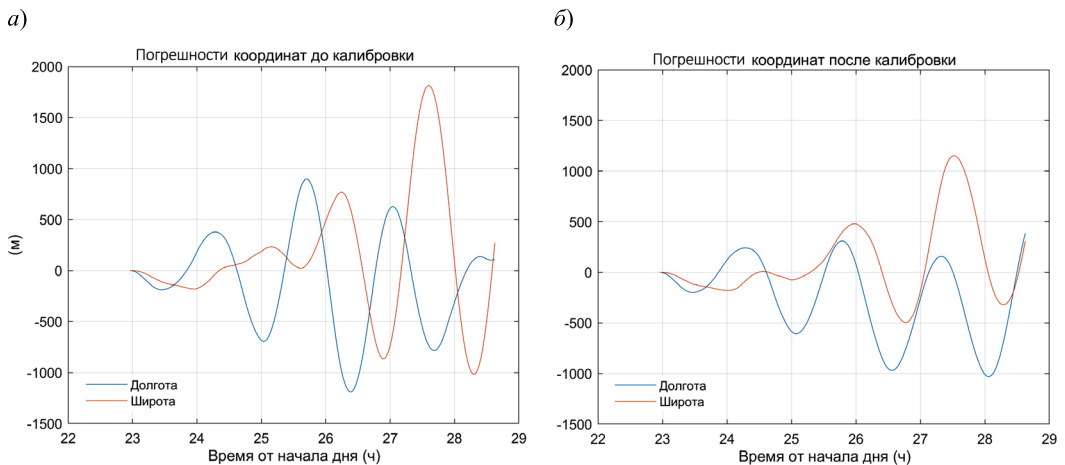


Рис. 5. Погрешности координат автономного инерциального счисления БИНС аэрогравиметра, м: а – до калибровки, б – после калибровки смещений нулевых сигналов и поправок масштабных коэффициентов акселерометров

Т а б л и ц а 1

Результаты калибровки акселерометров БИНС аэрогравиметра двумя методами (эксперимент 1)

Метод	Смещения нулевых сигналов, мГал			Поправки масштабных коэффициентов, ppm		
	$\Delta f_{z_1}^0$	$\Delta f_{z_2}^0$	$\Delta f_{z_3}^0$	k_1	k_2	k_3
На основе начальной выставки	32,71	4,08	-30,09	30,9	32,1	32,2
Проверочный метод (9)	32,93	4,09	-30,10	30,7	32,0	32,0

Т а б л и ц а 2

Оценки смещений нулевых сигналов акселерометров БИНС аэрогравиметра и их линейных трендов (эксперимент 2)

	Смещения нулевых сигналов, мГал		
	$\Delta f_{z_1}^0$	$\Delta f_{z_2}^0$	$\Delta f_{z_3}^0$
Начальная стоянка	44,69	14,64	-34,59
Конечная стоянка	46,67	16,66	-32,56
Линейный тренд	+0,33 мГал/ч	+0,34 мГал/ч	+0,34 мГал/ч

**Погрешности инерциального счисления БИНС аэрогравиметра в автономном режиме
(эталон – спутниковые позиционные и скоростные решения)**

Время полета ЛА	До калибровки		После калибровки	
	Погрешности координат (м)	Погрешности скорости (м/с)	Погрешности координат (м)	Погрешности скорости (м/с)
1 ч	180	0,40	120	0,27
2 ч	700	0,67	600	0,53
6 ч	1815	1,84	1150	1,00

Обсуждение результатов

Результаты, полученные в экспериментах 1 и 2, показывают, что предложенный алгоритм выставки БИНС аэрогравиметра позволяет выполнить калибровку ее акселерометров с точностью, сопоставимой с одним из известных алгоритмов калибровки (9). Величины погрешностей инерциального счисления БИНС в автономном режиме свидетельствуют о хорошей точности начальной выставки и калибровки акселерометров предложенным алгоритмом, а также подтверждают навигационный класс точности БИНС.

Отметим, что при помощи предложенного алгоритма и соответствующего разработанного программного обеспечения авторами в 2020–2022 гг. был обработан ряд площадных аэрогравиметрических съемок с несколькими бескарданными аэрогравиметрами разных производителей (iMAR и отечественной компании) [3, 5, 6, 9]. На основе накопленного опыта сформулируем следующие рекомендации, которыми стоит воспользоваться при проведении аэрогравиметрических съемок с бескарданными аэрогравиметрами:

- 1) в начале съемки рекомендуется выполнить статическую калибровку блока акселерометров БИНС с целью определения (или уточнения) поправок масштабных коэффициентов акселерометров (эксперимент 1);
- 2) на стоянках ЛА на аэродроме до и после каждого вылета рекомендуется выполнить предполетную и послеполетную калибровку акселерометров БИНС на основе трех переворотов (эксперимент 2). Целью калибровок является определение линейных трендов в смещениях нулевых сигналов акселерометров за время полета;
- 3) при выборе алгоритма выставки БИНС должна учитываться допустимость угловых движений основания во время стоянок ЛА.

Заключение

В работе предложен алгоритм начальной и конечной выставок БИНС аэрогравиметра с определением смещений нулевых сигналов акселерометров и линейных составляющих их дрейфов. Алгоритм работоспособен в условиях угловых движений основания БИНС, а также позволяет вычислить поправки масштабных коэф-

фициентов акселерометров. В основу алгоритма положен подход к решению задачи выставки, сочетающий модели так называемых грубой и точной выставок БИНС.

На примере обработки экспериментальных данных бескарданного аэрогравиметра, в состав которого входит БИНС навигационного класса, показана высокая точность калибровки блока акселерометров предложенным алгоритмом, сопоставимая с результатами (принятыми за эталонные) другого алгоритма (около 0,3 мГал для погрешностей оценок смещений нулевых сигналов и 0,2 ppm для погрешностей оценок поправок масштабных коэффициентов).

На основе анализа погрешностей автономного инерциального счисления БИНС аэрогравиметра до и после калибровки блока акселерометров показана эффективность предложенного алгоритма: существенно снижены погрешности определения координат и относительной скорости в автономном режиме (на 30 и 40% соответственно).

Авторы благодарят рецензентов за полезные замечания.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Современные методы и средства** измерения параметров гравитационного поля Земли / под ред. В.Г. Пешехонова, О.А. Степанова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 с.
2. **Пешехонов В.Г., Степанов О.А., Розенцвейн В.Г., Краснов А.А., Соколов А.В.** Современное состояние разработок в области бесплатформенных инерциальных аэрогравиметров // Гирскопия и навигация. Т. 30. №4 (119). 2022. С. 3–35. DOI 10.17285/0869-7035.00101.
3. **Бровкин Г.И., Контарович О.Р., Голован А.А., Вязьмин В.С.** Результаты первой в России аэрогравиметрической съемки с бесплатформенным гравиметром // Сб. материалов IV Международной геолого-геофизической конференции и выставки: «ГеоЕвразия-2021. Георазведка в современных реалиях». Т. 2. Тверь: ООО «ПолиПРЕСС», 2021. С. 107–111.
4. **Jensen, T.E., Olesen, A.V., Forsberg, R., Olsson, P.-A., Josefsson, Ö.**, New Results from Strapdown Airborne Gravimetry Using Temperature Stabilization, *Remote Sens.*, 2019, 11, 2682, <https://doi.org/10.3390/rs11222682>.
5. **Бабаянц П.С., Бровкин Г.И., Контарович Г.И., Голован А.А., Вязьмин В.С.** Методические особенности современных аэрогравиметрических съемок // Сб. материалов XXXIII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2022. С. 154–156.
6. **Вязьмин В.С., Голован А.А., Болотин Ю.В., Бровкин Г.И., Контарович О.Р.** Технологии и результаты обработки первичных данных бескарданного аэрогравиметра в площадных съемках с облетом рельефа на разных носителях // Сб. материалов XXXIII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2022. С. 157–161.
7. **Grejner-Brzezinska, D., Toth, C., Yi, Y.**, On improving navigation accuracy of GPS/INS systems, *Photogrammetric Engineering and Remote Sensing*, 2005, vol. 71, pp. 377–389, doi:10.14358/PERS.71.4.377.
8. **Becker, D.**, *Advanced calibration methods for strapdown airborne gravimetry*, Ph.D. Thesis, Technische Universität Darmstadt, Darmstadt, Germany, 2016.
9. **Вязьмин В.С., Голован А.А., Болотин Ю.В.** Новые алгоритмы бескарданной аэрогравиметрии: проверка на экспериментальных данных // Сб. материалов XXVIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2021. С. 48–55.
10. **Баранцев Г.О., Голован А.А., Кузнецов П.Ю.** Модели задачи начальной выставки бескарданной инерциальной навигационной системы при угловом движении основания // Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. 2021. С. 52–56.
11. **Becker, D., Nielsen, J.E., Ayres-Sampaio, D. et al.** Drift reduction in strapdown airborne gravimetry using a simple thermal correction, *J. Geod.*, 2015, vol. 89, pp. 1133–1144, <https://doi.org/10.1007/s00190-015-0839-8>.

12. Емельянцеv Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2016. 394 с.
13. Вавилова Н.Б., Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы инерциальных навигационных систем. М.: Изд-во Московского университета, 2020, 164 с.
14. Голован А.А., Баранцев Г.О., Кузнецов П.Ю., Некрасов А.В., Шаймарданов И.Х., Тенюшев Е.Н. Исследование точностных характеристик алгоритмов начальной выставки БИНС. Результаты натурных испытаний навигационной системы // Сб. материалов XXXII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2020. С. 89–92.
15. Panahandeh, G., Skog, I., Jansson, M., Calibration of the accelerometer triad of an inertial measurement unit, maximum likelihood estimation and Cramér-Rao bound, *Proceedings of the International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation*, 2010, pp. 1–6.
16. Fong, W.T., Ong, S.K., Nee, A.Y.C. Methods for in-field user calibration of inertial measurement unit without external equipment, *Meas. Sci. Technol.*, 2008, vol. 19, no. 8, pp. 1–12.
17. Matasov, A.I., Variational Problems for Calibrating an Accelerometer Unit, *Autom Remote Control*, 2019, vol. 80, pp. 2135–2151, <https://doi.org/10.1134/S000511791912004X>.
18. iMAR [Электронный ресурс] URL: <https://www.imar-navigation.de/>.
19. АО «ГНПП «Аэрогеофизика» [Электронный ресурс] URL: <https://www.aerogeo.ru>.
20. Golovan, A.A., Vavilova, N.B., Satellite navigation. Raw data processing for geophysical applications, *J. Math. Sci.*, 2007. 146(3):5920–5930.

Vyazmin, V.S., Golovan, A.A., and Govorov, A.D. (Lomonosov Moscow State University, Russia) Initial and Final Alignment of a Strapdown Airborne Gravimeter and Accelerometer Bias Determination, *Гироскопия и Навигация*, 2023, vol. 31, no. 1 (120), pp. 76–88.

Abstract. In strapdown airborne gravimetry, initial alignment of the gravimeter’s inertial measurement unit (IMU) is of great importance. It is performed to determine the gravimeter attitude angles from the IMU measurements at the aircraft standstill before the survey flight. Knowing the attitude helps to determine the gravimeter’s vertical accelerometer bias. After the flight the bias is determined again at the standstill and the bias linear drift can be removed from the vertical accelerometer measurements. However, measurements of the inertial sensors are disturbed by uncontrolled angular motions of the IMU due to external mechanical actions on the gravimeter body during the standstill. The paper proposes an algorithm for the gravimeter’s IMU initial and final alignment that includes determination of the IMU attitude angles and all three accelerometer biases at the standstill before and after the flight. We show that the accelerometers’ scale factor errors can also be determined by the algorithm. We also present numerical results for the algorithm performance under the angular motion of a state of the art strapdown gravimeter’s IMU. The accelerometer calibration results evaluated from comparison with another algorithm have been provided, and the position and velocity errors in the autonomous IMU dead-reckoning have been analyzed.

Key words: airborne gravimetry, strapdown gravimeter, IMU, initial alignment, calibration.

Материал поступил 12.02.2023