

## Измерения ускорения силы тяжести с борта воздушных носителей различных типов

А. В. СОКОЛОВ<sup>1, 2</sup>, А. А. КРАСНОВ<sup>1, 2</sup>, А. Б. КОНОВАЛОВ<sup>1, 2</sup>

<sup>1</sup> АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург, Россия, e-mail: anton-krasnov@mail.ru

<sup>2</sup> Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, С.-Петербург, Россия

Представлены результаты исследований возмущающих воздействий, возникающих при измерениях ускорения силы тяжести. Проанализированы статистические характеристики линейных ускорений и угловых колебаний, возникающих на самолетах тяжелой и легкой авиации, а также на современном дирижабле мягкой конструкции. Оценено влияние движения носителей на итоговые точностные параметры гравиметрической съемки. Показано, что наиболее важным фактором является качество автопилота, которым оборудовано воздушное судно.

**Ключевые слова:** гравиметр, гравиметрическая съемка, обработка данных, пространственная разрешающая способность.

The results of the investigation of disturbances occurring when measuring gravitational acceleration are presented. The statistical characteristics of linear accelerations and angular vibrations occurring both on heavy and light types of aircraft and also on modern non-rigid dirigibles are analyzed. The influence of the carrier's movement on the resulting accuracy of parameters of the gravimetric survey is estimated. It is shown that the quality of the autopilot the aircraft equipped with appears to be the most important factor.

**Key words:** gravimeter, gravimetric survey, data processing, accuracy, spatial resolution.

Изучение гравитационного поля Земли (ГПЗ) с воздушных носителей в настоящее время становится всё более актуальной задачей. Развитие аэрогравиметрии связано в первую очередь с совершенствованием аппаратуры гравиметров и спутниковых навигационных систем (СНС), а также методов и программных средств обработки данных [1–4].

Региональные аэрогравиметрические съемки выполняются при прогнозируемом геофизическом исследовании перспектив малоизученных районов [5]. Другой важнейшей задачей, решаемой с использованием материалов аэрогравиметрии, является совершенствование модели фигуры Земли, что особенно актуально для удалённых областей Арктики, Антарктиды и других труднодоступных районов, где отсутствуют или имеют недостаточную точность данные спутниковой альтиметрии и градиентометрии [6, 7]. Кроме того, результаты авиационных измерений ускорения силы тяжести применяют для оценки точности и пространственной разрешающей способности современных глобальных моделей ГПЗ [8].

Помимо возможности исследования труднодоступных районов, основное преимущество аэрогравиметрического метода в сравнении с традиционными морскими и наземными съемками, заключается в относительной скорости получения исходного материала (массива гравиметрических и навигационных данных). Однако существенной становится задача — достижение пространственной разрешающей способности измерений, требуемой для решения целевых задач гравиметрии. Пространственное разрешение определяет минимальную протяженность аномалии ГПЗ, которую возможно выделить из результатов измерений. Улучшение пространственной разрешающей способности измерений может быть достигнуто двумя путями. Во-первых, снижением скорости движения носителя при выполнении измерений и, во-вторых, уменьшением сглаживающих свойств

фильтра низких частот, применяемого при камеральной обработке материалов съемки [9].

Цель данной работы — сравнение условий, при которых измеряют ускорения силы тяжести с различных типов воздушных носителей, существенно отличающихся по техническим характеристикам. При этом особое внимание уделено анализу инерционных ускорений и возмущающих моментов, возникающих в полёте. На основе проведенного исследования выработаны рекомендации по выбору типа воздушного носителя для эффективного решения задач аэрогравиметрии.

Начиная с 2007 г. для выполнения аэрогравиметрических съемок в Арктике и других труднодоступных областях Земли применяют мобильный гравиметр «Чекан-АМ», разработанный ЦНИИ «Электроприбор». Работы выполняют как отечественные, так и зарубежные геофизические компании и научные учреждения. Подробное описание и результаты аэрогравиметрических съемок приведены в [10–12].

**Техническая характеристика носителей.** При измерениях ГПЗ с борта воздушных носителей ускорения, порожденные движением носителя, в сотни тысяч раз превосходят искомые аномалии ускорения силы тяжести. Несмотря на то, что основная компенсация инерционных ускорений осуществляется в камеральном режиме по данным СНС, итоговая погрешность гравиметрической съемки существенно зависит от условий выполнения измерений.

Точность удержания воздушного судна на галсах съемки должна быть меньше 5 м в плане и 2–3 м по высоте, т. е. оно обязательно должно быть оборудовано качественной системой автопилотирования. Также максимальная продолжительность полёта воздушного судна должна составлять не менее 8 ч, что необходимо для эффективного планирования съемки и достижения удалённых районов.

Были проанализированы экспериментальные данные, полученные как при производственных съёмках, так и при проведении опытно-методических работ. Производственные съёмки выполнялись с бортов самолетов различных типов, среди которых были как самолёты тяжёлой авиации — отечественные ИЛ-18Д и АН-26 БРЛ, так и зарубежные лёгкие турбовинтовые самолёты Piper Navajo и Beechcraft King Air 90. Кроме того, в январе 2014 г. были выполнены опытно-методические гравиметрические работы с борта дирижабля мягкой системы АУ-30 [13], а в марте 2015 г. аналогичные работы с борта самолета L-410.

Таблица 1

Технические характеристики и параметры движения носителей

| Тип носителя           | Технические характеристики носителя |          | Характеристики полёта |           |
|------------------------|-------------------------------------|----------|-----------------------|-----------|
|                        | площадь крыла, м <sup>2</sup>       | масса, т | путевая скорость, м/с | высота, м |
| Самолёт                |                                     |          |                       |           |
| ИЛ-18Д                 | 140                                 | 33       | 115                   | 400—800   |
| АН-26 БРЛ              | 75                                  | 16       | 100                   | 2400—3000 |
| L-410                  | 35                                  | 4        | 70                    | 300       |
| Beechcraft King Air 90 | 30                                  | 4        | 80                    | 320—350   |
| Piper Navajo           | 20                                  | 3        | 75                    | 350—450   |
| Дирижабль АУ-30        | —                                   | 3        | 17                    | 330       |

В табл. 1 приведены основные технические характеристики носителей и параметры их движения при выполнении измерений ГПЗ. Из представленных данных следует, что воздушные носители гравиметрической аппаратуры имеют различные технические характеристики. Кроме того, измерения ГПЗ выполнялись при существенно отличающихся скоростях и высотах полёта в зависимости от типа поставленной задачи. Следует отметить, что задача обеспечения требуемой автономности применительно к турбовинтовым самолетам Piper Navajo и Beechcraft King Air 90 была решена путём размещения дополнительных цистерн с горючим непосредственно внутри их кабин.

**Методика анализа возмущающих воздействий.** Возмущающие силы и моменты, вызванные движением воздушных носителей, обуславливают возникновение в месте установки гравиметра соответствующих линейных ускорений и угловых колебаний. При рассмотрении возмущений были проанализированы только данные на профилях съёмки, когда путевой угол, высота и скорость полёта постоянны. При этом динамические возмущения определяются случайными процессами рыскания, вариации высоты полёта, качки, флуктуации скорости.

Вращательное движение носителей характеризовалось тремя эйлеровыми углами — крена, тангажа и рыскания. Линейное ускорение представлено в виде горизонтальных (продольной и поперечной) и вертикальной составляющих. Углы качки, рыскания и составляющие линейного ускорения рассматривались как стационарные случайные процессы с математическими ожиданиями, равными нулю. Поэтому их достаточными характеристиками являлись средние квадратические значения (СКЗ).

Углы качки, рыскания, а также составляющие ускорения в связанной с носителем горизонтальной системе координат, регистрировали непосредственно в процессе измерений ГПЗ с использованием штатного программного обеспечения гравиметра «Чекан-АМ». Частота регистрации данных составляла 10 Гц. При этом углы тангажа и крена считывались по показаниям списывающих устройств, расположенных по осям двухосной системы гироскопической стабилизации гравиметра [2]. Расчёт угла рыскания производился по данным о путевом угле, полученным с использованием спутниковой навигационной аппаратуры.

Составляющие продольного и поперечного ускорений определяли непосредственно по данным акселерометров, установленных на стабилизированной платформе. Вертикальную составляющую ускорения рассчитывали по показаниям чувствительного элемента гравиметра. Для исключения влияния жидкостного демпфирования гравиметрического датчика восстанавливали выходной сигнал гравиметра с помощью цифрового фильтра с известной передаточной функцией [14].

Методика обработки экспериментальных данных включала следующие операции: разделение массивов данных, записанных в полёте, на измерительные профили; расчёт средних значений скорости и высоты полёта; расчёт вертикального ускорения; расчёт угла рыскания; вычисление СКЗ составляющих ускорения, углов качки и рыскания;

оценка основного периода колебаний по спектральным характеристикам ускорений и углов; оценка максимальных значений составляющих ускорения, углов качки и рыскания.

**Результаты анализа возмущающих воздействий.** В результате обработки и анализа возмущающих воздействий были получены характеристики процессов качки, рыскания, а также составляющих линейного ускорения воздушных носителей.

В табл. 2 приведены статистические характеристики составляющих ускорения на гравиметрических профилях, где  $W_x$ ,  $W_y$ ,  $W_z$  — продольная, боковая и вертикальная составляющие ускорения, соответственно;  $\sigma$  — СКЗ сигнала, осреднённое по всем галсам съёмки;  $\sigma_{\max}$  — максимальное СКЗ сигнала на галсе;  $T$  — основной период сигнала.

Статистические характеристики углов тангажа  $\psi$ , крена  $\theta$  и рыскания  $\phi$  приведены в табл. 3.

Влияние возмущающих моментов и вибраций на гравиметрический датчик компенсируется конструктивными решениями гравиметра «Чекан-АМ» в части установки его чувствительного элемента в двухосный гиростабилизатор [15]. Результаты исследований показали, что для всех типов воздушных носителей остаточный уровень погрешности стабилизации на галсе не влияет на итоговую точность измерений.

На рис. 1 приведены характерные примеры удержания заданной высоты полёта  $h$  на галсе для различных носителей. Точность удержания высоты полёта, а, следовательно, минимальное влияние инерционных ускорений обусловлено не массой самолёта и высотой полёта, а качеством системы автопилотирования. При этом для наилучших условий полёта (кривая 2) СКЗ вариаций высоты в 4 раза больше,

Таблица 2

Статистические характеристики составляющих ускорения

| Тип носителя       | $\bar{\sigma}_{W_x} / \{\sigma_{W_x}\}_{\max}'$<br>Гал | $\bar{\sigma}_{W_y} / \{\sigma_{W_y}\}_{\max}'$<br>Гал | $\bar{\sigma}_{W_z} / \{\sigma_{W_z}\}_{\max}'$<br>Гал | $T_{W_x}, \text{ с}$ | $T_{W_y}, \text{ с}$ | $T_{W_z}, \text{ с}$ | Протяжён-<br>ность, км |
|--------------------|--------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|------------------------|
| Самолёт            |                                                        |                                                        |                                                        |                      |                      |                      |                        |
| ИЛ-18Д             | 7/8                                                    | 20/28                                                  | 24/42                                                  | 40—70                | 15—20                | 15—20                | 10 505                 |
| АН-26 БРЛ          | 8/19                                                   | 18/26                                                  | 10/32                                                  | 20—100               | 40—70                | 20—40                | 64 312                 |
| Beechcraft         | 5/13                                                   | 22/41                                                  | 11/59                                                  | 40—60                | 10—60                | 6—10                 | 24 231                 |
| Piper Navajo       | 5/11                                                   | 13/31                                                  | 20/40                                                  | 30—60                | 10—50                | 6—20                 | 50 684                 |
| L-410              | 12                                                     | 22                                                     | 47                                                     | 23                   | 100                  | 23                   | 347                    |
| Дирижабль<br>AU-30 | 8                                                      | 32                                                     | 22                                                     | 12                   | 26                   | 12                   | 150                    |

Таблица 3

Статистические характеристики углов качки и рыскания

| Тип носителя       | $\bar{\sigma}_{\psi} / \{\sigma_{\psi}\}_{\max}'$<br>Гал | $\bar{\sigma}_{\theta} / \{\sigma_{\theta}\}_{\max}'$<br>Гал | $\bar{\sigma}_{\phi} / \{\sigma_{\phi}\}_{\max}'$<br>Гал | $T_{\psi}, \text{ с}$ | $T_{\theta}, \text{ с}$ | $T_{\phi}, \text{ с}$ | Протяжён-<br>ность, км |
|--------------------|----------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------|-----------------------|-------------------------|-----------------------|------------------------|
| Самолёт            |                                                          |                                                              |                                                          |                       |                         |                       |                        |
| ИЛ-18Д             | 0,3/0,7                                                  | 1,2/1,6                                                      | 1,7/7,1                                                  | 20—70                 | 15—20                   | 100—200               | 10 505                 |
| АН-26 БРЛ          | 0,5/1,5                                                  | 1,0/2,0                                                      | 1,0/1,6                                                  | 40—70                 | 40—70                   | 40—80                 | 64 312                 |
| Beechcraft         | 0,3/1,0                                                  | 0,8/1,9                                                      | 0,6/1,5                                                  | 35—50                 | 7—11                    | 40—80                 | 24 231                 |
| Piper Navajo       | 0,4/0,9                                                  | 0,8/2,1                                                      | 0,4/2,2                                                  | 20—70                 | 6—40                    | 20—70                 | 50 684                 |
| L-410              | 1,0                                                      | 0,8                                                          | 0,9                                                      | 35                    | 25                      | 100                   | 347                    |
| Дирижабль<br>AU-30 | 2,3                                                      | 2,0                                                          | 3,8                                                      | 100—200               | 30                      | 50—80                 | 150                    |

чем для лёгкого турбовинтового самолёта (кривая 4), выполнявшего работы на низкой высоте в транзитной зоне.

Аналогичные выводы можно сделать по движению самолёта в горизонтальной плоскости. На рис. 2 приведены графики вариации поправки Этвеша  $\Delta g_{\text{Э}}$  для различных но-

сителей. Динамика возмущения определяется прежде всего качеством автопилотирования. Период работы автопилота составляет 1 мин (кривая 2), что подтверждается технической документацией на автопилот. Отдельно следует отметить динамику полета дирижабля AU-30 (кривая 6). Съём-

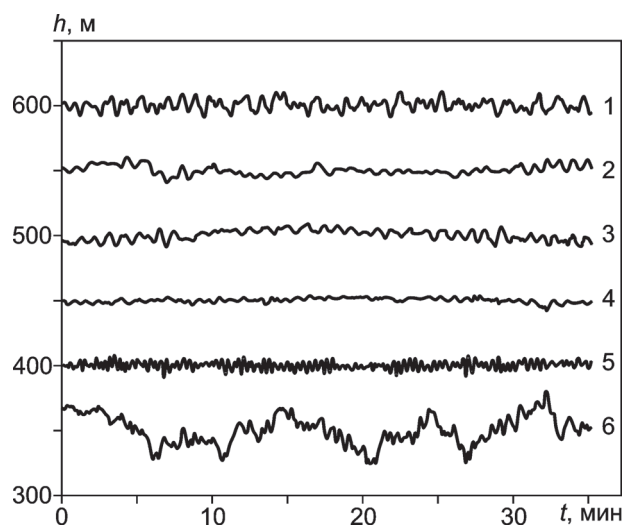


Рис. 1. Графики вариации высоты полёта при выполнении гравитационных измерений с различных типов воздушных носителей (кривые 1—6 имеют условное смещение по оси ординат)

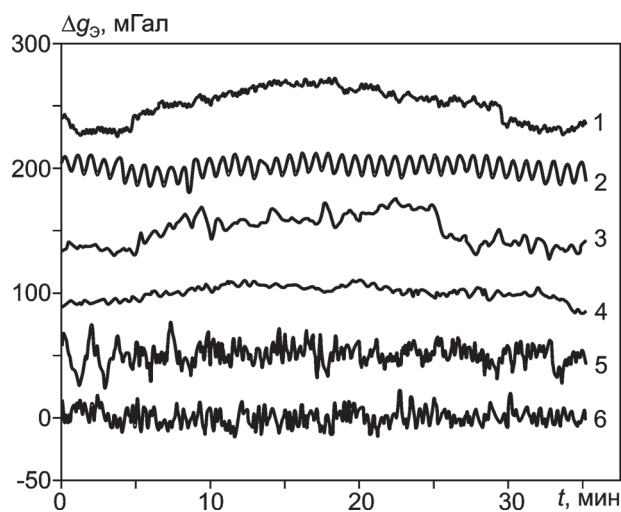


Рис. 2. Графики вариации поправки Этвеша при выполнении гравитационных измерений с различных типов воздушных носителей (кривые 1—6 имеют условное смещение по оси ординат)

ки на дирижабле могут существенно расширить возможности аэрогравиметрического метода из-за низкой скорости и высоты полёта. В январе 2014 г. во Владимирской области при участии представителей ЗАО «Воздухоплавательный Центр «АвгурЪ», АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», ВНИИМ им. Д. И. Менделеева и ООО «Элкин» были проведены первые испытания гравиметра «Чекан-АМ» на борту дирижабля. В результате выполненных работ показана принципиальная возможность использования дирижабля в качестве носителя гравиметрической аппаратуры. Тем не менее, из-за низкой скорости полёта и значительной парусности носителя уровень инерционных ускорений в несколько раз выше, чем на самолётах.

Пространственная разрешающая способность аэрогравиметрических измерений определяется не только скоростью движения носителя, но и частотой среза фильтра, необходимого для подавления остаточной инерционной помехи до приемлемого уровня.

В табл. 4 приведены оценки оптимальной частоты среза фильтра и достигаемой при его применении пространственной разрешающей способности результатов аэрогравиметрической съёмки.

Таблица 4

Оценка пространственной разрешающей способности результатов съёмки

| Тип носителя           | Частота среза фильтра, с <sup>-1</sup> | Период, с | Путевая скорость, м/с | Пространственная разрешающая способность (половина длины волны), м |
|------------------------|----------------------------------------|-----------|-----------------------|--------------------------------------------------------------------|
| Самолёт                |                                        |           |                       |                                                                    |
| ИЛ-18Д                 | 0,0059                                 | 170       | 115                   | 9 775                                                              |
| АН-26 БРЛ              | 0,0060                                 | 165       | 100                   | 8 250                                                              |
| L-410                  | 0,0070                                 | 140       | 80                    | 5 600                                                              |
| Beechcraft King Air 90 | 0,0065                                 | 150       | 75                    | 5 625                                                              |
| Piper Navajo           | 0,0060                                 | 165       | 70                    | 5 775                                                              |
| Дирижабль AU-30        | 0,0012                                 | 800       | 17                    | 6 800                                                              |

Учитывая, что фон инерционных ускорений для всех типов самолётов примерно одинаков, а точность аппаратуры СНС не сильно зависит от места базирования самолёта и расстояния до площади работ [8], постоянная времени цифровых фильтров примерно одинакова, и пространственная разрешающая способность, главным образом, определяется скоростью движения носителя.

**Заключение.** Анализ различных носителей в части использования их для аэрогравиметрических работ показал, что на сегодняшний день наиболее перспективными воздушными судами являются лёгкие турбовинтовые самолёты, которые кроме наилучшего качества пилотирования обладают существенно большей экономичностью и удобством в эксплуатации.

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

#### Литература

1. Краснов А. А., Соколов А. В., Элинсон Л. С. Новый аэроморской гравиметр серии «Чекан» // Гироскопия и навигация. 2014. № 1 (84). С. 26—34.

2. Блажнов Б. А., Несенюк Л. П., Пешехонов В. Г., Соколов А. В., Элинсон Л. С., Железняк Л. К. Интегрированный мобильный гравиметрический комплекс. Результаты разработки и испытаний // В сб. Применение гравиметрических технологий в геофизике. 2002. С. 33—44.

3. Степанов О. А., Блажнов Б. А., Кошаев Д. А. Исследование эффективности использования спутниковых измерений при определении ускорения силы тяжести на летательном аппарате // Гироскопия и навигация. 2002. № 3(38). С. 33—47.

4. Краснов А. А., Соколов А. В. Методика и программное обеспечение камеральной обработки аэрогравиметрических измерений // Тр. Ин-та прикладной астрономии РАН. 2013. № 27. С. 487—491.

5. Контарович Р. С., Бабаянц П. С. Современное опережающее геофизическое обеспечение прогнозно-поисковых работ: проблемы и перспективы // В сб.: Современные аэрогеофизические методы и технологии. 2009. Вып. 1. Т. 1. 2009. С. 6—14.

6. Краснов А. А., Соколов А. В. Изучение гравитационного поля труднодоступных районов Земли с использованием мобильного гравиметра «Чекан-АМ» // Тр. ин-та прикладной астрономии РАН. 2009. № 20. С. 353—357.

7. Forsberg R. Airborne Gravimetry for Geoid Determination with Lacoste Romberg and Chekan Gravimeters / R. Forsberg, A. Olesen, I. Einarsson // Proc. IAG Symposium on Terrestrial Gravimetry: Static and Mobile Measurements. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 22—28.

8. Конешов В. Н., Соловьев В. Н., Дробышев М. Н., Неполонов В. Б. Оценка погрешности моделей аномалий гравитационного поля Земли с помощью аэрогравиметрических работ // Сб. материалов XXII междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. 2015. С. 180—184.

9. Краснов А. А., Соколов А. В. Разработка и внедрение методики обработки аэрогравиметрических измерений // Навигация и управление движением: Материалы докл. X Юбилейной конф. молодых учёных Санкт-Петербург, 2008. С. 193—198.

10. Краснов А. А., Соколов А. В., Элинсон Л. С. Результаты эксплуатации гравиметров «Чекан-АМ» // Гироскопия и навигация. 2014. № 1. С. 98—104.

11. Barthelmes F., Petrovic H. P. First Experiences with the GFZ New Mobile Gravimeter Chekan-AM // Proc. IAG Symposium on Terrestrial Gravimetry: Static and Mobile Measurements. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 18—19.

12. Паламарчук В. К., Поселов В. А., Глинская Н. В., Кирсанов С. Н., Макаров В. М., Прялухина Л. А., Субботин К. П., Мищенко О. Н., Локшина В. А., Демина И. М., Шарков Д. В., Калинин В. А. Аэрогеофизическая съёмка в зоне сочленения хребта Ломоносова с шельфами морей Лаптевых и Восточно-Сибирского («Арктика-2007») // Экспедиционные исследования ВНИИОкеангеология в 2007 году. СПб., ВНИИОкеангеология, 2008. С. 21—30.

13. Краснов А. А., Соколов А. В., Ржевский Н. Н. Опыт выполнения гравиметрических измерений с борта дирижабля // Сейсмические приборы. 2014. Т. 50. № 4. С. 36—42.

14. Евстифеев М. И., Краснов А. А., Соколов А. В., Старосельцева И. М., Элинсон Л. С., Железняк Л. К., Конешов В. Н. Гравиметрический датчик нового поколения // Измерительная техника. 2014. № 9. С. 12—15.

15. Краснов А. А., Одинцов А. А., Семенов И. В. Система гироскопической стабилизации гравиметра // Гироскопия и навигация. 2009. № 4. С. 54—69.

Дата принятия 17.11.2015 г.