

К вопросу о разработке малогабаритного аэрогравиметра

А.В. Быковский¹, А.В. Полянков¹

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрены проблемы разработки малогабаритного аэрогравиметра, устанавливаемого на гиросtabilизированную платформу. В качестве датчика аэрогравиметра используется электромеханический узел кварцевого компенсационного акселерометра типа Q-flex. Исследована возможность получения минимальных уровней временного дрейфа характеристик и низкочастотных шумов в выходном сигнале гравиметра. Приведены результаты экспериментальных исследований гравиметра.

E-mail: bykovsky_a@mail.ru

Ключевые слова: аэрогравиметр, кварцевый компенсационный акселерометр, передаточная функция, низкочастотный шум.

Современные тенденции уменьшения массогабаритных параметров гравиметрических комплексов связаны с необходимостью использования в качестве носителей малогабаритных летательных аппаратов как самолетов, так и вертолетов. Использование малогабаритных летательных аппаратов позволяет существенно снизить эксплуатационные расходы при проведении гравиметрических съемок и снизить горизонтальные скорости полета. Последнее требуется для повышения точности измерений (до 0,1 мГал) при разрешении до 500 м для поиска полезных ископаемых в труднодоступных местах. Малогабаритный аэрогравиметр должен работать в большом диапазоне значений ускорений (0,1...200 000 мГал) и частотном диапазоне ускорений летательного аппарата от нуля до 2 000 Гц. При высоких требованиях к точности измерений ускорений необходимы термостабилизация гравиметра и установка его на гиросtabilизированную платформу в целях минимизации перекрестного влияния горизонтальных ускорений. Минимизация датчика аэрогравиметра позволяет решить эти задачи с меньшими затратами.

Актуальность проблемы. В качестве малогабаритного датчика аэрогравиметра в настоящее время стали использовать компенсационные акселерометры [1], которые входят в состав инерциальных навигационных систем. Однако параметры современных навигационных акселерометров оптимизированы для измерения ускорений в составе навигационной системы. Например, акселерометр QA-3000-030 фирмы Honeywell имеет температурную чувствительность масштабного коэффициента 150 ppm/°C, температурную чувствительность смещения нуля 15 µg/°C, разрешение меньше 1 µg, среднеквадратичное

значение выходного шума равно 10 нА в диапазоне частот от нуля до 10 Гц, что при масштабном коэффициенте 1,2 мА/г приводит к среднеквадратичному значению низкочастотного шума акселерометра на уровне 8,3 мкг. Длительность полета при гравиметрических съемках может составлять до 6 ч. И такие параметры акселерометра не позволяют гарантировать точность измерений до 0,1 мГал за время проведения гравиметрических съемок на борту летательного аппарата.

Опыт разработки малошумящих акселерометров в МГТУ им. Н.Э. Баумана [2] позволил провести модернизацию навигационного акселерометра для использования его в качестве датчика прецизионного аэрогравиметра. В качестве основы для аэрогравиметра был выбран чувствительный элемент кварцевого акселерометра ВА-2-1 ЗАО «Научно-производственный комплекс “Электрооптика”» [3]. Конструкция данного прибора показана на рис. 1. Усилитель обратной связи акселерометра является внешним элементом по отношению к чувствительному элементу и может быть заменен без каких-либо изменений в конструкции чувствительного элемента. В большинстве прецизионных акселерометров усилитель обратной связи помещен внутри корпуса акселерометра. Цель данной работы — исследование возможности получения минимальных уровней временного дрейфа характеристик и низкочастотных шумов в выходном сигнале разрабатываемого датчика гравиметра в частотном диапазоне 0...10 Гц.

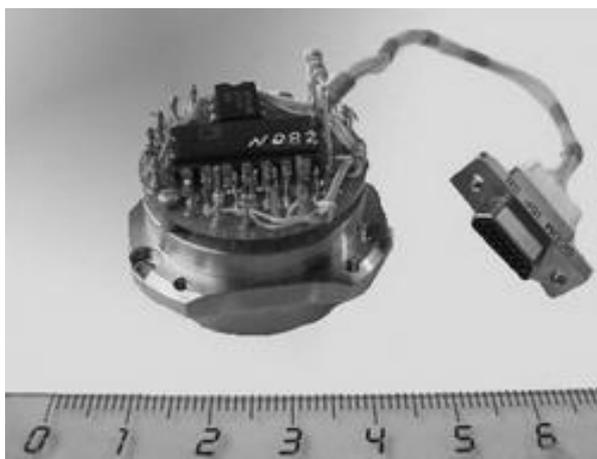


Рис. 1. Акселерометр ВА-2-1

Постановка задачи исследования. Для анализа характеристик датчика аэрогравиметра рассмотрим функциональную схему такого датчика с чувствительным элементом и усилителем обратной связи (рис. 2).

Чувствительный элемент 1 датчика гравиметра представляет собой пластину маятника из плавленного кварца, соединенную с корпусом с помощью упругого кварцевого подвеса, на которой размещены подвижные катушки 2 магнитоэлектрического датчика момента. Неподвижные магнитные системы датчика момента смонтированы в корпусе прибора. На пластине маятника имеются обкладки емкостного датчика 3 положения маятника с измерительными конденсаторами $C1$ и $C2$. Усилитель обратной связи 4 состоит из измерительного преобразователя 5 емкость — напряжение, дифференциального усилителя 12 и управляющего усилителя 13. Измерительный преобразователь 5 образован источником 6 опорного напряжения, генератором 7 прямоугольных колебаний, элементами 8, 9 заряда и разряда емкостей $C1$ и $C2$ датчика положения и фильтрами 10, 11 нижних частот. При равенстве емкостей конденсаторов $C1$ и $C2$ в процессе их одновременного заряда и разряда на них формируются равные постоянные напряжения, т. е. выходной разностный сигнал преобразователя будет равен нулю. Если имеется разность емкостей $C1$ и $C2$, то в процессе их одновременного заряда и разряда вследствие различия постоянных времени заряда емкостей на них будут формироваться разные по величине постоянные напряжения. Таким образом, при разнице емкостей $C1$ и $C2$ на выходе преобразователя 5 появится дифференциальный выходной сигнал. Переменная составляющая напряжения на емкостях $C1$ и $C2$ проходит через фильтры 10 и 11 нижних частот.

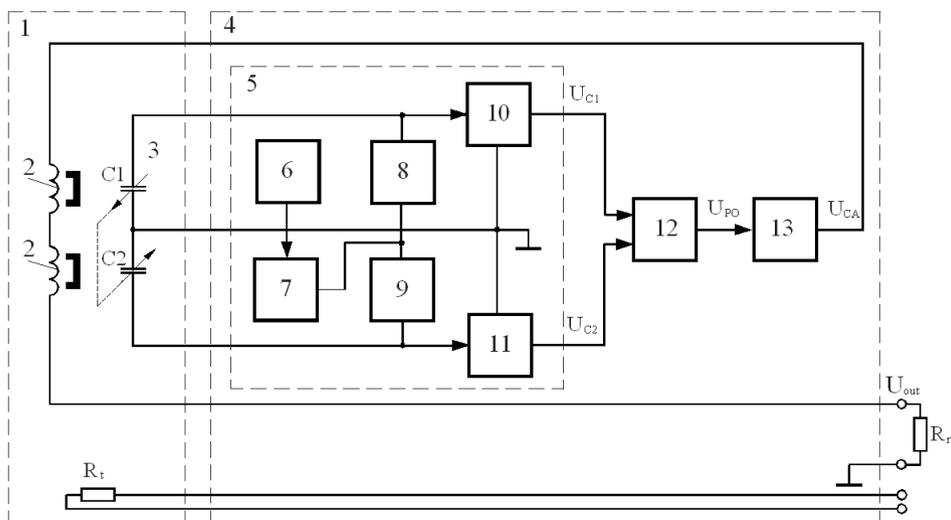


Рис. 2. Функциональная схема аэрогравиметра

Дифференциальный выходной сигнал измерительного преобразователя 5 поступает на дифференциальный усилитель 12, который

служит для выделения и усиления дифференциального сигнала преобразователя 5. Кроме того, дифференциальный усилитель 12 должен обеспечивать согласование высокого выходного сопротивления преобразователя 5 и малого входного сопротивления управляющего усилителя 13.

Управляющий усилитель 13 повышает величину сигнала в соответствии с требуемой характеристикой регулирования. Также усилитель 13 увеличивает мощность сигнала, поскольку непосредственно к его выходу подключаются катушки 2 датчика момента прибора. Выходным сигналом прибора является падение напряжения на резисторе R_r , включенном последовательно с катушками датчика момента. В корпусе гравиметра имеется резистивный датчик температуры R_t .

Математическая модель гравиметра. Рассмотрим работу датчика гравиметра. Считаем, что корпус прибора воспринимает ускорение $a(t)$ вдоль измерительной оси. На рис. 3 показана структурная схема гравиметра, на которой обозначены: $M_i(s)$ — преобразование Лапласа от внешнего момента, действующего на чувствительный элемент прибора, сН·см; $M_c(s)$ — преобразование Лапласа от компенсирующего момента, действующего на чувствительный элемент прибора, сН·см; $M_e(s)$ — преобразование Лапласа от ошибки по моменту, сН·см; $C_{PO}(s)$ — преобразование Лапласа от выходного параметра датчика положения чувствительного элемента, пФ; $U_D(s)$ — преобразование Лапласа от выходного сигнала преобразователя емкость — напряжение, В; $U_{PA}(s)$ — преобразование Лапласа от выходного сигнала дифференциального усилителя, В; $U_{OUT}(s)$ — преобразование Лапласа от выходного напряжения управляющего усилителя, В; $I_{OUT}(s)$ — преобразование Лапласа от тока датчика момента, мА; $U_N(s)$ — преобразование Лапласа от напряжения шумового сигнала, приведенного к входу управляющего усилителя, В.

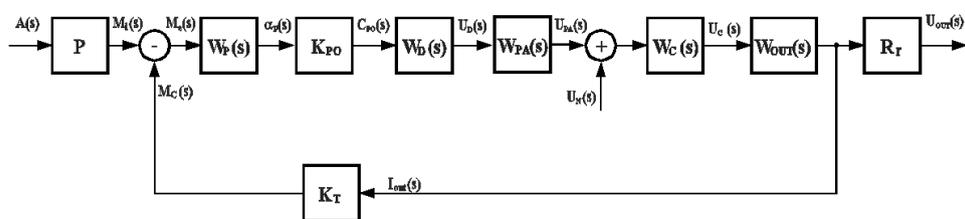


Рис 3. Структурная схема аэрогравиметра

Выходное напряжение $U_{OUT}(t)$ может быть определено уравнением

$$U_{OUT}(s) = A(s)P \frac{W_P(s)K_{PO}(s)W_D(s)W_{PA}(s)W_C(s)W_{OUT}(s)R_r}{1 + W_P(s)K_{PO}(s)W_D(s)W_{PA}(s)W_C(s)W_{OUT}(s)K_T}, \quad (1)$$

где s — оператор Лапласа; $U_{OUT}(s)$ — преобразование Лапласа от $U_{OUT}(t)$, В; $A(s)$ — преобразование Лапласа от $a(t)$, см/с²; P — маятни-

ковость чувствительного элемента, г·см; $W_P(s)$ — передаточная функция чувствительного элемента, рад/(сН·см); $K_{PO}(s)$ — крутизна емкостного датчика положения чувствительного элемента, пФ/рад; $W_D(s)$ — передаточная функция преобразователя емкости датчика положения в напряжение, В/пФ; $W_{PA}(s)$ — передаточная функция предварительного дифференциального усилителя, В/В; $W_C(s)$ — передаточная функция управляющего усилителя, В/В; $W_{OUT}(s)$ — передаточная функция выходной цепи прибора по току, мА/В; R_r — сопротивление эталонного резистора в выходной цепи прибора, Ом; K_T — крутизна датчика момента прибора по току, сН·см/мА.

Чувствительный элемент датчика гравиметра (пластина маятника с катушками датчика момента на упругом подвесе) представлен идеализированной линейной моделью второго порядка. Его передаточная функция имеет вид

$$W_P(s) = \frac{\alpha_{PO}(s)}{M_e(s)} = \frac{1}{(Js^2 + Ds + C)}, \quad (2)$$

где $\alpha_{PO}(s)$ — преобразование Лапласа от углового смещения чувствительного элемента относительно его центрального положения в корпусе, рад; J — момент инерции маятника вокруг оси подвеса, г·см; D — коэффициент демпфирования углового движения маятника, сН·см/(рад/с); C — жесткость подвеса маятника, сН·см/рад.

На рис. 4 приведена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) чувствительного элемента, имеющего следующие расчетные параметры: $J = 3,55$ сН·см·с²; $D = 3,6$ сН·см·с; $C = 2,49$ сН·см/рад.

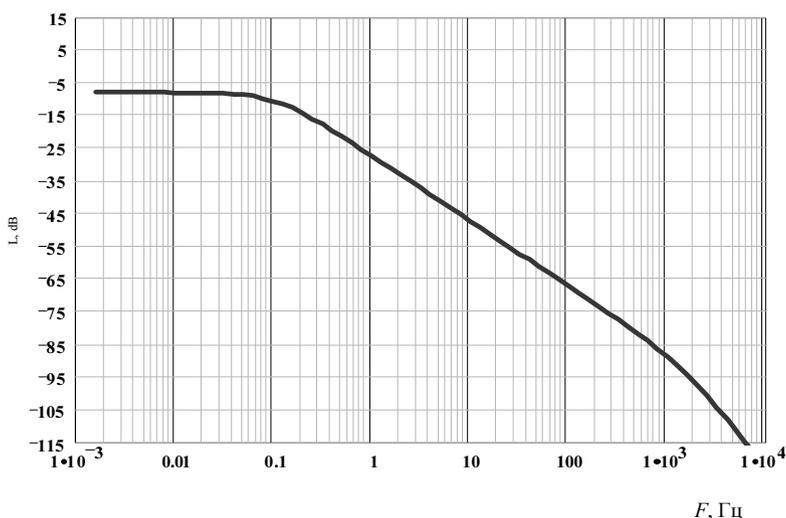


Рис. 4. АЧХ маятникового узла

Кривая АЧХ имеет наклон -40 дБ/дек, начиная с частоты, превышающей значение $1\ 000$ Гц. Следовательно, при полосе рабочих частот ≤ 700 Гц для обеспечения устойчивости замкнутого контура автоматического регулирования не требуется его сложной коррекции.

На основании оценки крутизны емкостного датчика положения, которая сделана исходя из конструкции прибора, ее расчетное значение составляет $K_{PO} = 11\ 300$ пФ/рад (при угловом отклонении маятника на угол $\alpha = 1'$ и номинальной емкости рабочих пластин в центральном положении 40 пФ).

Передаточная функция $W_D(s)$ измерительного преобразователя 5 (см. рис. 1) при изменении емкости измерительных конденсаторов на малую величину $\Delta C = \pm 0,5$ пФ, не превышающую $0,1$ от максимального значения, может быть описана выражением

$$W_D(s) = \frac{K_D}{1 + T_D s}, \quad (3)$$

где K_D — крутизна преобразователя, имеющая расчетное значение около $0,0063$ В/пФ, при рабочей температуре гравиметра $+60$ °С; $T_D = 2,2 \cdot 10^{-5}$ с — постоянная времени фильтра нижних частот.

Предварительный усилитель выполнен по классической схеме дифференциального усилителя на основе трех операционных усилителей. Коэффициент усиления K_{PA} дифференциального усилителя по постоянному току равен 10 В/В и может регулироваться путем изменения номинала одного резистора. Постоянная времени усилителя $T_{PA} = 1,1 \cdot 10^{-5}$ с, усилитель имеет передаточную функцию

$$W_{PA}(s) = \frac{K_{PA}}{1 + T_{PA} s}. \quad (4)$$

Управляющий усилитель предназначен для формирования требуемой АЧХ замкнутого контура прибора. Передаточная функция управляющего усилителя по напряжению $W_C(s)$ описывается выражением

$$W_C(s) = \frac{(1 + T_2 s)}{T_1 s (1 + T_3 s)}, \quad (5)$$

где T_1, T_2, T_3 — постоянные времени, определяемые элементами управляющего усилителя, с.

Амплитудно-частотная характеристика усилителя показана на рис. 5. Управляющий усилитель имеет плоскую характеристику при частоте $80 \dots 400$ Гц. В области низких частот наблюдается рост коэффициента усиления. При постоянном токе он будет определяться коэффициентом усиления операционного усилителя, на котором реализована схема усилителя. В области высоких частот отмечается кру-

той спад усиления, что необходимо для подавления помех с частотой питания датчика положения маятника.

Передачная функция выходной цепи аэрогравиметра по току (мА/В) определяется уравнением

$$W_{OUT}(s) = \frac{10^3}{R_t + Ls_t + R_r}, \quad (6)$$

где R_t — сопротивление катушек датчика момента, Ом; L_t — индуктивность катушек датчика момента, Гн; R_r — сопротивление эталонного резистора, Ом.

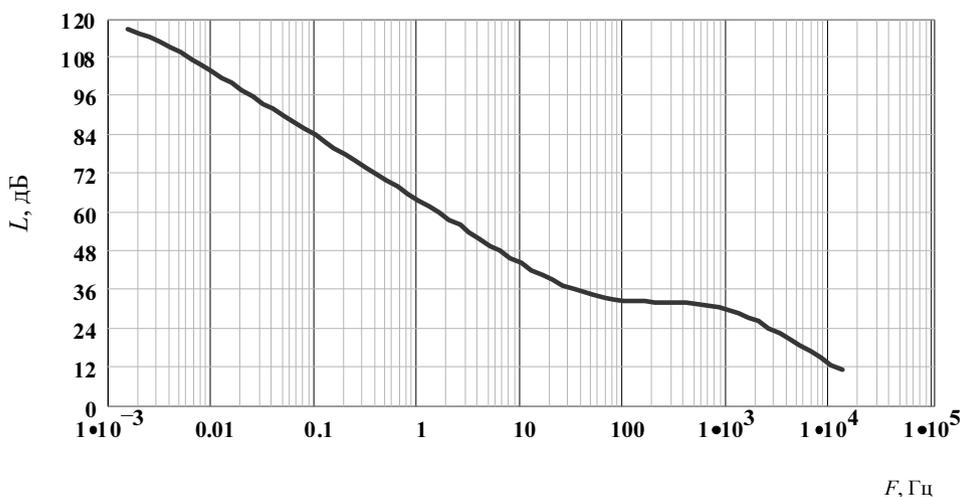


Рис. 5. Расчетная характеристика управляющего усилителя

Передачная функция $G(s)$ разомкнутого контура регулирования прибора описывается выражением

$$G(s) = W_r(s)K_T, \quad (7)$$

где $W_r(s)$ — передачная функция прямой цепи контура регулирования; K_T — крутизна датчика момента прибора по току, сН·см/мА.

Передачная функция прямой цепи контура регулирования

$$W_r(s) = W_P(s)K_{PO}W_D(s)K_{PA}W_C(s)W_{OUT}(s). \quad (8)$$

С учетом параметров выражений (2) — (7) характеристики расчетной передачной функции разомкнутого контура регулирования прибора показаны на рис. 6.

Передачная функция замкнутого контура прибора определяется выражением

$$\Phi(s) = \frac{W_r(s)}{1 + G(s)}. \quad (9)$$

Расчетная АЧХ замкнутого контура прибора показана на рис. 7.

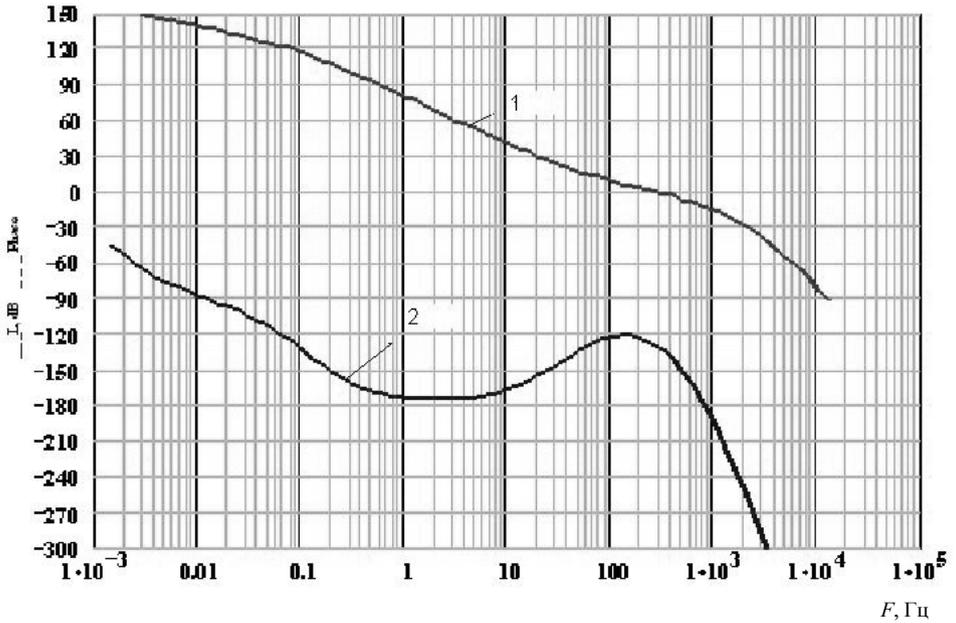


Рис. 6. Логарифмическая АЧХ (1) и фазочастотная характеристика (2) разомкнутого контура регулирования прибора

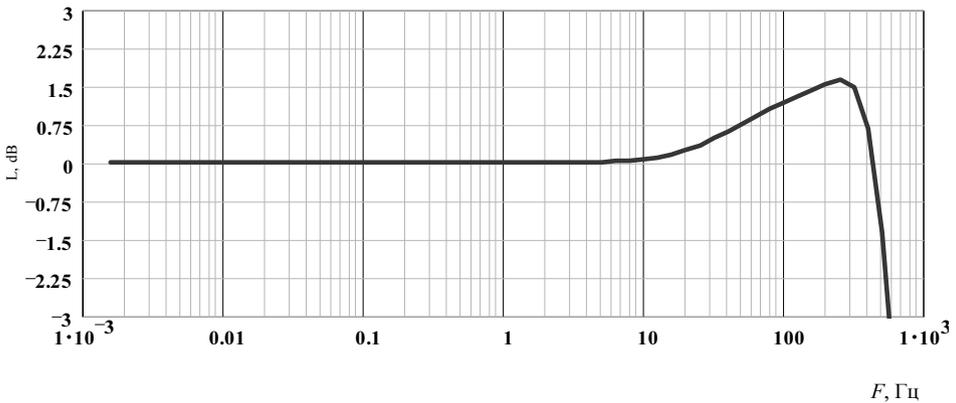


Рис. 7. АЧХ замкнутого контура прибора

Расчетный вид фазочастотной характеристики (ФЧХ) замкнутого контура прибора в области низких частот входного сигнала приведен на рис. 8. На графике видно, что фазовое запаздывание выходного сигнала не превышает $0,15^\circ$ в области частот входного сигнала ускорения меньше 10 Гц.

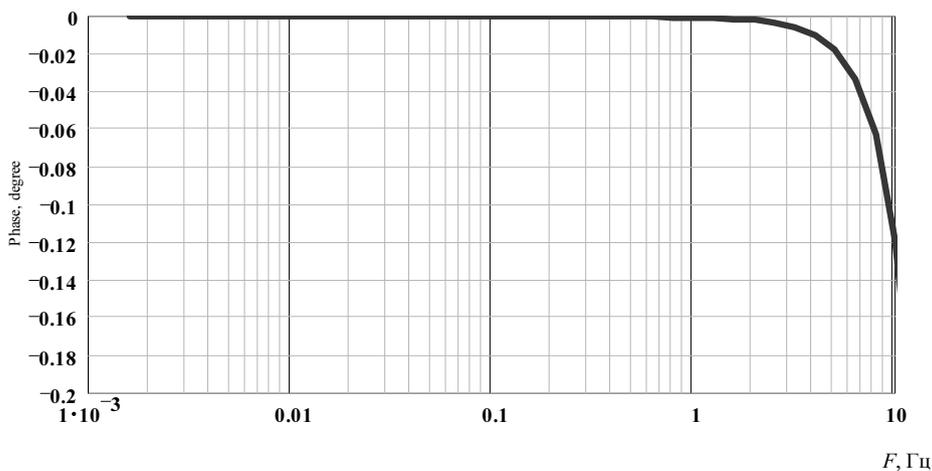


Рис. 8. ФЧХ замкнутого контура прибора

Определим уровень шума в выходном сигнале датчика гравиметра при отсутствии входного ускорения (этот шум будет ограничивать точность гравиметра). Можно выделить две составляющие шумового сигнала: механический шум, который определяется конструкцией чувствительного элемента датчика гравиметра, и электрический шум, вызванный шумами элементов электрической схемы.

Механический шум возникает из-за воздействия молекул газа в газовом демпфере, который имеется в конструкции датчика гравиметра. Спектральную плотность теплового воздействия молекул газа в демпфере датчика гравиметра находят по формуле [4]

$$F = \sqrt{4kTR_{\alpha}}, \quad (10)$$

где F — спектральная плотность силы, действующей на подвижный чувствительный элемент со стороны молекул газа в демпфере, $\text{Н}/\sqrt{\text{Гц}}$; $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К — постоянная Больцмана; T — абсолютная температура, К; R_{α} — эквивалентное механическое сопротивление теплового движения молекул газа, $\text{Н} \cdot \text{с}/\text{м}$.

Для двух параллельных дисков площадью S со средним зазором h_0 эквивалентное механическое сопротивление [4]

$$R_{\alpha} = \frac{3\mu S^2}{2\pi h_0^3}, \quad (11)$$

где μ — вязкость газа, равная для гелия около $20 \cdot 10^{-6}$ кг/м·с при рабочей температуре датчика гравиметра; S — площадь одной стороны пластины чувствительного элемента, м^2 ; h_0 — средний зазор между пластиной чувствительного элемента и ответной поверхностью магнитной системы, м.

Расчетные параметры демпфера датчика гравиметра: $S = 231 \text{ мм}^2$, $h_0 = 30 \text{ мкм}$. Тогда получаем, что $R_\alpha = 4,05 \text{ Н} \cdot \text{с/м}$, а $F = 2,78 \times 10^{-10} \text{ Н}/\sqrt{\text{Гц}}$. Учитывая, что чувствительный элемент этого датчика имеет симметричную конструкцию с двумя газовыми демпферами, спектральная плотность силового воздействия увеличится в $\sqrt{2}$ раза. Среднеквадратичное значение ускорения механического шума в случае линейной АЧХ замкнутого контура датчика гравиметра зависит от диапазона частот выходного сигнала:

$$a_M = F \sqrt{\frac{2(F_H - F_L)}{m}},$$

где F_H и F_L — верхняя и нижняя частоты сигнала гравиметра; m — масса чувствительного элемента гравиметра.

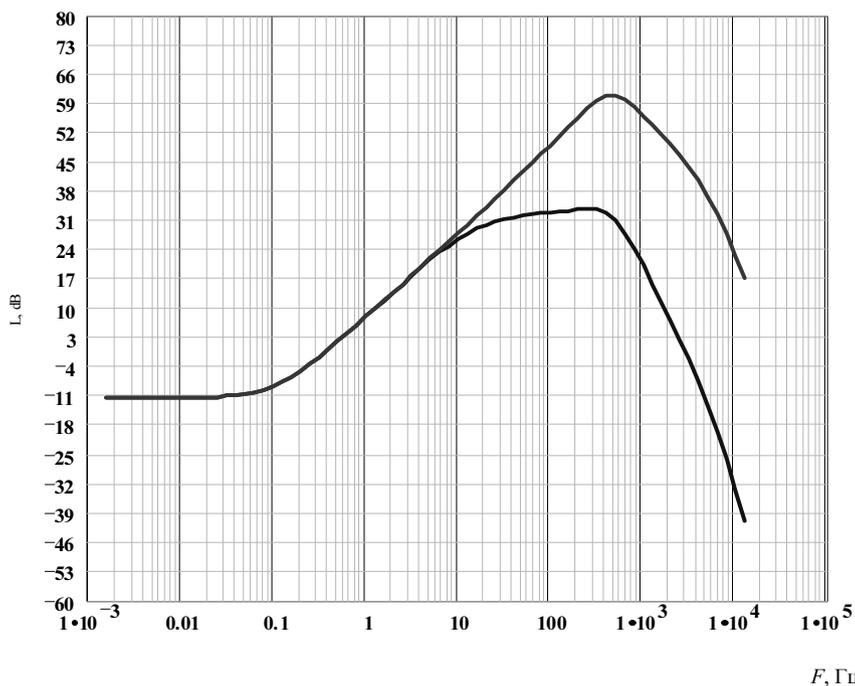
Поскольку характеристика датчика гравиметра практически линейна до частоты 10 Гц (см. рис. 7, 8), а масса чувствительного элемента равна примерно 0,45 г, то расчетное среднеквадратичное значение ускорения механического шума в диапазоне значений частот 0...10 Гц составит $a_M = 2,71 \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2 = 2,71 \cdot 10^{-4} \text{ мГал}$. Вычисленное значение ускорения a_M намного меньше требуемой точности измерения.

Рассмотрим влияние электрического шума. Учитывая структурную схему аэрогравиметра (см. рис. 3), передаточная функция $W_n(s)$ для выходного сигнала напряжения гравиметра относительно выходного сигнала преобразователя емкости датчика положения в напряжение имеет вид

$$W_n(s) = \frac{W_{PA}(s)W_C(s)W_{OUT}(s)}{1 + G(s)} \frac{R_r}{10^3} W_F(s), \quad (12)$$

где $W_F(s)$ — передаточная функция дополнительного фильтра на входе аналого-цифрового преобразователя, осуществляющего измерение выходного сигнала аэрогравиметра. Использован фильтр первого порядка с постоянной времени $T_F = 0,1 \text{ с}$.

Расчетная передаточная функция $W_n(s)$ показана на рис. 9. Верхняя линия на графике соответствует передаточной функции при отсутствии дополнительного фильтра. На рис. 9 видно, что в области низких частот, соответствующих полезному сигналу при измерении гравитационных аномалий, передаточная характеристика является равномерной. На частотах выше 0,03 Гц начинается подъем характеристики до частоты, определяемой полосой пропускания прибора. Емкостной датчик положения имеет очень малые собственные электрические шумы, поэтому основными источниками шума будут являться резисторы схемы преобразователя емкость — напряжение и операционные усилители, на которых выполнен предварительный дифференциальный усилитель выходного сигнала преобразователя.



F, Гц

Рис. 9. Отношение напряжения выходного сигнала аэрогравиметра к выходному сигналу преобразователя емкости датчика положения в напряжении

Шум прецизионных резисторов является тепловым шумом с равномерной плотностью. Его среднеквадратичное значение в интересующей полосе частот определяется по формуле [5]

$$U_R = \sqrt{4kTR_x(F_H - F_L)},$$

где k — постоянная Больцмана; T — температура резистора, К; R_x — сопротивление резистора, Ом; F_H, F_L — верхняя и нижняя частоты, Гц.

В схеме преобразователя используются резисторы с сопротивлением 51,1 кОм, среднеквадратичное значение шума одного резистора при температуре 60 °С будет равно 31 нВ. Поскольку в схеме установлены два резистора и их шумы независимы, на выходе преобразователя емкость — напряжение будет шум на уровне 43,7 нВ. С учетом передаточной характеристики (см. рис. 9) среднеквадратичное значение выходного шума ввиду теплового шума резисторов преобразователя будет менее 5 нВ в диапазоне частот 0...0,03 Гц.

Шум операционных усилителей существенно зависит от их выбора. У малозумящих операционных усилителей низкий уровень шума в области средних частот (например, усилитель AD8599 имеет спектральную плотность шума менее 1 нВ/ $\sqrt{\text{Гц}}$ на частоте 1 кГц), однако у всех усилителей отмечается увеличение шума в области низких ча-

стот (шум вида $1/f$). Причем низкочастотный шум практически неограниченно растет по амплитуде с увеличением времени измерения. Поэтому операционные усилители в схеме гравиметра не должны иметь шум вида $1/f$. Таким свойством обладают, например, операционные усилители с периодической коррекцией дрейфа [6].

Кроме отсутствия шума вида $1/f$ операционные усилители с периодической коррекцией дрейфа характеризуются минимальными значениями смещения нуля усилителя и его малой температурной и временной зависимостями. Поэтому для реализации схемы усилителя гравиметра были выбраны операционные усилители AD8629, которые отличаются наименьшим шумом среди усилителей с периодической коррекцией [7, 8]. Их шум в диапазоне частот от нуля до 10 Гц составляет 0,5 мкВ от пика до пика (среднеквадратичное значение шума составляет около 80 нВ, что всего в 2 раза превышает шум резисторов преобразователя емкость — напряжение). С учетом передаточной характеристики (см. рис. 9) среднеквадратичное значение выходного шума из-за шума двух операционных усилителей в схеме дифференциального предварительного усилителя будет около 32 нВ. Кроме этого усилители имеют напряжение смещения нуля на уровне 1 мкВ, дрейф этого напряжения менее 5 нВ/°С.

Суммарный шум резисторов и операционных усилителей будет формировать выходной шум аэрогравиметра, среднеквадратичное значение которого менее 35 нВ. При крутизне выходного сигнала гравиметра 2 В/г расчетное значение низкочастотного шума составит менее 0,018 мГал, что полностью соответствует требованиям к точности.

Экспериментальные исследования. Были проведены испытания разработанного датчика аэрогравиметра с чувствительным элементом акселерометра ВА-2-1. Датчик аэрогравиметра помещен в специально разработанный малогабаритный термостат, конструкция которого была отработана при разработке струнного гравиметра [9]. Конструкция термостата позволяет обеспечивать постоянную рабочую температуру гравиметра на уровне 60 °С с погрешностью не более $\pm 0,002$ °С. Схема измерения выходного сигнала гравиметра расположена внутри термостата вблизи датчика гравиметра, она содержит микроконтроллер ADuC845, прецизионный аналого-цифровой преобразователь ADS1282 фирмы Texas Instruments [10] с источником опорного напряжения на четырех параллельно работающих микросхемах LTC6655 Linear Technology Corporation [11]. Результат измерения выходного сигнала гравиметра передается в компьютер с частотой 20 Гц по интерфейсу RS-422.

На рис. 10 приведен график длительного измерения выходного сигнала гравиметра (время измерения составляет 66 ч). На графике показано изменение A_{zi} сигнала гравиметра относительно исходного значения A_{z0} (мГал). Средний дрейф выходного сигнала равен $-3,5$ мГал/сут. Поскольку гравиметр при измерениях был установлен в подвале МГТУ им. Н.Э. Баумана без виброизоляции, на графике

прослеживается периодическое изменение уровня шума на выходе гравиметра, связанное с изменением уровня механических воздействий в здании. На рис. 11 показан интервал измерений выходного сигнала гравиметра в ночное время, когда механические шумы минимальны.

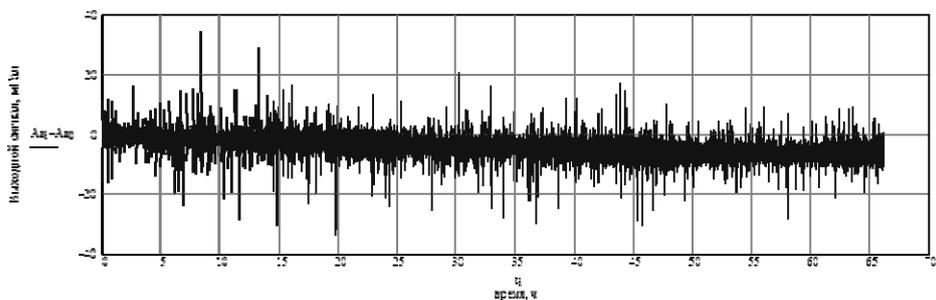
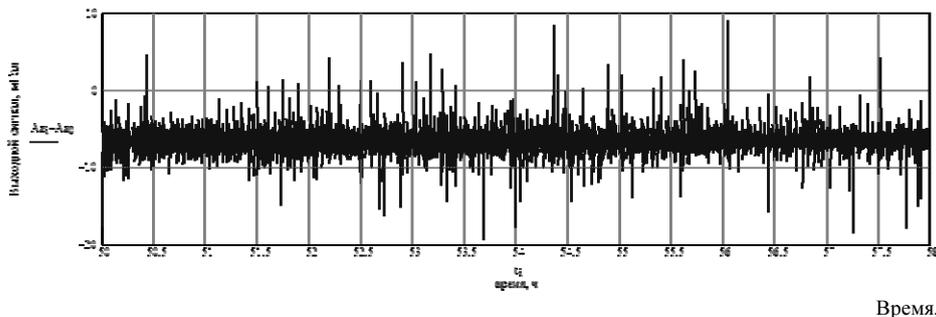


Рис. 10. Изменение выходного сигнала аэрогравиметра при длительном измерении



Время, ч

Рис. 11. Изменение выходного сигнала аэрогравиметра при минимальном уровне механических шумов

Среднеквадратичное значение шума выходного сигнала гравиметра на выбранном временном интервале 8 ч составляет $\sigma = 1,2$ мГал. На рис. 12 приведена расчетная спектральная плотность измеренного сигнала S_g , мГал²/Гц.

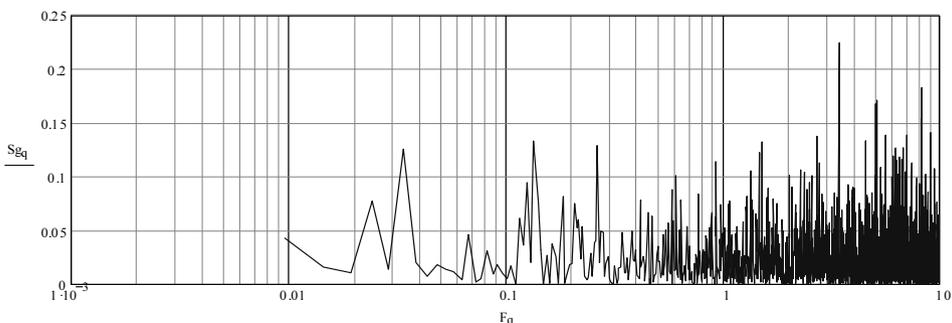


Рис. 12. Спектральная плотность выходного сигнала аэрогравиметра

Экспериментальные данные подтверждают малый уровень шумов аэрогравиметра, установленного на неподвижном основании. При фильтрации сигнала гравиметра фильтром первого порядка с постоянной времени $T = 60$ с (стандартное значение, которое используется при обработке результатов измерения в гравиметрии) среднеквадратичное значение шума гравиметра уменьшается до уровня $\sigma = 0,02$ мГал, что практически соответствует расчетному значению собственных шумов датчика гравиметра.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Boedecker G., Stürze A. SAGS4 — StrapDown Airborne Gravimetry System Analysis // Observation of the Earth System from SPACE. 2006. Part VI. P. 463–478.
2. Опыт разработки малощумящего акселерометра / С.Ф. Коновалов и др. // Гиропскопия и навигация. 2000. № 3.
3. Web-site. URL: www.electrooptika.ru/ru/?d=accel_va2
4. Gabrielson T. Mechanical-Thermal Noise in Micromachined Acoustic and Vibration Sensors // IEEE Transactions on Electron Devices. 1993. Vol. 40, No. 5. P. 903–909.
5. Хоровиц П., Хилл У. Искусство схемотехники: в 3 т.: пер. с англ. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Мир, 1993. Т. 2. 371 с.
6. AD8599: Ultralow Distortion, Ultralow Noise Op Amp (Dual). URL: <http://www.analog.com/en/all-operational-amplifiers-op-amps/operational-amplifiers-op-amps/ad8599/products/product.html>
7. Kugelstad T. Auto-zero amplifiers ease the design of high-precision circuits // Analog Application Journal. 2Q. 2005. P. 19–27. URL: <http://www.ti.com/lit/an/slyt204/slyt204.pdf>
8. AD8629: Zero Drift, Single-Supply, R/R, Input/Output Operational Amplifier. URL: <http://www.analog.com/en/all-operational-amplifiers-op-amps/operational-amplifiers-op-amps/ad8629/products/product.html>
9. Арсеньев В.Д., Полынков А.В. Прецизионная система термостабилизации гравиметра // Актуальные проблемы российской космонавтики: Тр. XXXIV Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2010 г. С. 600.
10. Ultra high resolution delta sigma ADC with PGA for seismic and energy exploration. URL: www.ti.com/product/ads1282
11. LTC6655 — 0.25ppm Noise, low drift precision buffered reference family. URL: <http://www.linear.com/product/LTC6655>

Статья поступила в редакцию 25.10.2012