

УДК 523

АКСЕЛЕРОМЕТРЫ МЕТЕОКОМПЛЕКСА ДЛЯ ИСЛЕДОВАНИЯ ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЫ МАРСА

© 2023 г. А. Н. Липатов^a, * [А. П. Экономов^a], В. С. Макаров^a, В. А. Лесных^a, В. А. Горетов^a,
Г. В. Захаркин^a, М. А. Зайцев^a, Л. И. Хлюстова^a, С. А. Антоненко^a

^aИнститут космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва, Россия

*e-mail: slip@iki.rssi.ru

Поступила в редакцию 03.03.2023 г.

После доработки 09.03.2023 г.

Принята к публикации 17.03.2023 г.

Акселерометры и датчик угловых скоростей, входящие в состав метеорологического комплекса посадочной платформы (ПП) ЭкзоМарс-2022, предназначены для измерения ускорения во время торможения посадочного аппарата в атмосфере Марса. На основе полученных данных рассчитываются основные параметры атмосферы Марса: плотность, давление и температура. После посадки датчики используются для определения ускорения на поверхности и вибрационных воздействий на посадочный аппарат различной природы. Датчики активизируются до входа в атмосферу и работают во время всего спуска до посадки. После посадки проводится длительный мониторинг на выявление вибрационных воздействий со стороны атмосферы и поверхности. В статье рассмотрены научные задачи, решаемые датчиками, описана программа измерений и детально рассмотрены конструкция датчиков и их характеристики.

Ключевые слова: атмосфера, Марс, акселерометр, датчик угловых ускорений, ускорение, профиль

DOI: 10.31857/S0320930X23040084, **EDN:** REVIMU

ВВЕДЕНИЕ

Начало прямых измерений профиля основных параметров атмосферы Марса восходят к советским аппаратам Марс-3, -5, -6. Но, к сожалению, в этих миссиях профили не были получены. На всех других миссиях до полетов КА Viking измерения давления и температуры проводились дистанционными методами. Впервые прямые измерения профиля были осуществлены на аппаратах Viking-1, -2 (Seiff, Kirk, 1977). Была получена вертикальная структура атмосферы Марса. Она легла в основу модели атмосферы Марса.

На сегодняшний день из 40 миссий, направленных к Марсу, только в семи были проведены удачные измерения вертикальных профилей (плотность, давление и температура) с помощью акселерометров во время торможения аппарата в атмосфере. Данная методика применяется для всех посадочных аппаратов, чтобы погасить скорость входа аппарата в атмосферу планеты (Лох, 1966). Надо учитывать, что аппаратные средства (схема спуска и посадки) и характеристики датчиков ускорения определяют параметры профиля, высоту начала и конца измерения ускорения. После торможения на аэродинамическом щитке в плотных слоях атмосферы, как правило, для мягкой посадки используются парашют с амор-

тизирующим устройством и двигательная установка. А это значит, что измерения ускорения прекращаются на некоторой высоте над поверхностью после раскрытия парашюта. Именно с этого момента, как правило, становится возможным использовать датчики давления и температуры для прямых измерений. Но в отдельных случаях, как для миссии Mars Pathfinder, применялись надувные баллоны для смягчения нагрузки при посадке, которые не позволили провести прямые измерения в атмосфере. Поэтому в самой нижней атмосфере возможность проведения измерений температуры и давления с помощью датчиков не всегда доступна. Надо отметить, что при включении реактивной двигательной установки с высот от 2 до 4 км измерения температуры и давления атмосферы тоже будут некорректными из-за влияния реактивной струи. Поэтому профили, полученные в предыдущих миссиях и представленные на рис. 1 (Ferri и др., 2019), начинаются и заканчиваются на разных высотах от поверхности. Профили привязаны по долготе и широте к месту посадки.

Ниже приведены краткие пояснения к рис. 1:

– Марс-6 – первые измерения структуры атмосферы Марса с помощью советского аппарата (Kerzhanovich, 1977);

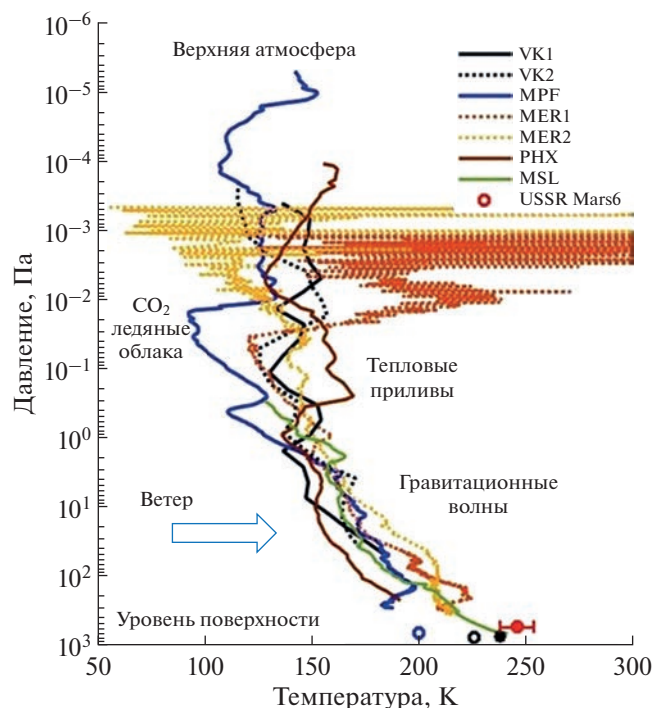


Рис. 1. Рассчитанные профили давления по данным акселерометров за все миссии к Марсу.

– VK1 и VK2 – измерения проведены посадочными аппаратами (ПА) КА Viking-1 и -2 в дневное время (Seiff, Kirk, 1977);

– MPF – измерения проведены ПА КА Mars Pathfinder в ночное время (Schofield и др., 1997; Magalhães и др., 1999);

– MER1 и MER2 – измерения (с гораздо меньшей точностью) проведены ПА с марсоходами Spirit и Opportunity (Withers, Smith, 2006);

– PHX – измерения проведены с ПА КА Phoenix. Получен первый профиль из полярных регионов Марса (Holstein-Rathlou и др., 2016);

– MSL – измерения проведены ПА с марсохода Curiosity. Самый короткий профиль, но практически до поверхности (Holstein-Rathlou и др., 2016).

В состав метеорологического комплекса, подготовленного для миссии ЭкзоМарс-2022, входят приборы, которые позволяют получить вертикальный профиль основных параметров атмосферы Марса (плотность, давление, температуру). Ускорение измеряется вдоль всей траектории спуска от момента входа в атмосферу с высоты порядка 160 км (определяется чувствительностью акселерометра) при скорости входа аппарата $V_0 > 6$ км/с до момента раскрытия парашюта. С момента раскрытия парашюта и отстрела аэродинамического щитка измерения параметров атмосферы осуществляются датчиками давления и

температуры, которые становятся недостоверными после включения реактивных двигателей посадки. Данные измерения важны для исследований динамики и структуры марсианской атмосферы. Измерения после посадки продолжают для уточнения гравитационного ускорения и процесса эрозии грунта под воздействием ветра, а также для поиска эффектов, вызванных вибрационной внешней нагрузкой. По полученным данным с акселерометров во время посадки рассчитывается профиль плотности атмосферы в соответствии с уравнением:

$$\rho(z) = 2(m/C_x(a)S_m)(a/V^2), \quad (1)$$

где $C_x(\alpha)$ – коэффициент аэродинамического сопротивления аэродинамического щитка аппарата определяется моделированием и испытаниями в аэродинамической трубе; α – угол атаки; S_m – сечение миделя аппарата; ρ – плотность атмосферы (по модели); V – скорость аппарата в атмосфере; m – масса аппарата; a – ускорение, возникающее при торможении в атмосфере.

Погрешность в аэродинамических коэффициентах по углу атаки учитывается по данным, полученным с прибора, измеряющего угловую скорость.

Давление определяется интегрированием уравнения гидростатики:

$$\partial P / \partial Z = -\rho g, \quad (2)$$

где P – давление; ρ – плотность атмосферы (полученная из уравнения (1)); Z – высота над поверхностью; g – ускорение падения на Марсе.

Температура вычисляется из давления и плотности в приближении идеального газа:

$$T = \mu P / \rho R.$$

Неопределенность в величинах параметров верхней атмосферы Марса (плотность, молекулярный вес) приводит к заметному расхождению возможных профилей на высотах, больших 120–125 км для марсианской атмосферы. Ниже атмосфера хорошо перемешана и имеет средний молекулярный вес 43.49.

Скорость спуска определяется интегрированием ускорения по времени с привязкой по высоте:

$$V = V_0 - \int a dt,$$

где V_0 – скорость входа аппарата в атмосферу, V – скорость спуска; a – ускорение.

При отделении от КА посадочный аппарат закручивается вокруг вектора скорости с угловой скоростью 16.5–18.5 градусов в 1 с. Это необходимо для стабилизации полета и входа в атмосферу под заданным углом. Акселерометры располагаются не в центре масс спускаемого аппарата из-за конструктивных ограничений. Поэтому возникает слабое центробежное ускорение, которое вно-

сит ошибку второго порядка. В связи с этим в приборный состав включен трехосный измеритель угловой скорости. Измерение угловой скорости позволяет рассчитать возникающую ошибку по угловой скорости и расстоянию до центра масс аппарата.

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ

Изучение атмосферы Марса является базисной задачей в понимании природы процессов, происходящих в нашей Солнечной системе. Для исследования этих процессов необходимо знать распределения температуры, плотности и давления по высоте. Как было сказано выше, основные параметры вертикального профиля атмосферы определяются классическим методом с помощью акселерометров, устанавливаемых на посадочные аппараты.

Профили основных параметров атмосферы позволяют понять, как стратифицирована атмосфера Марса по высоте. Стратификация позволяет определить устойчивость атмосферы на всех высотах, а также, где происходит смена характера стратификации. Это позволяет оценить зоны возможной турбулентности в атмосфере и их вклад в динамику глобальной циркуляции. Конечно, один профиль показывает текущее состояние атмосферы в момент спуска аппарата в атмосферу, тем не менее, для Марса каждый такой профиль приносит дополнительную информацию о вариациях стратификации. Эти вариации часто связаны не только с динамикой, но и с газовыми (H_2O , CO_2 , O_3) или аэрозольной компонентами в атмосфере, которые являются поглотителями и переносчиками тепла. Это дополняет понимание процессов, происходящих в атмосфере, и динамику.

Первые измерения вертикального профиля атмосферы с помощью метеорологических приборов, установленных на спускаемых аппаратах Viking (Chamberlain и др., 1976), были проведены в дневное время. А с помощью ASI/MET миссии MarsPathfinder (Schofield и др., 1997) был получен третий профиль, причем в ночное время, что дало информацию о ежесуточных вариациях вертикальной структуры атмосферы, особенно ее верхней части, которая недоступна имеющимся дистанционным методам. Кроме того, была обнаружена область с ледяными облаками, хотя до этого оба профиля, полученные с Viking, этого не зафиксировали.

Для Земли измерения вертикальных профилей проводятся тысячами в день. Это подчеркивает важность каждого такого профиля атмосферы Марса. Конечно, хорошо бы постоянно получать профили атмосферы в течение годового периода. Такие измерения аппаратными средствами осуществить для Марса практически невозможно.

Но в будущем, возможно, удастся применить дистанционные измерения параметров атмосферы с поверхности, которые совместно с длительными измерениями у поверхности, позволят выявить длительную динамику вертикальной структуры атмосферы и процессы, которые ее порождают, и лучше понимать синоптическую и глобальную циркуляцию Марса.

Исследуемые процессы на Марсе:

- статическая устойчивость атмосферы;
- динамика вертикальной структуры;
- исследование эрозии грунта под ветровой нагрузкой;
- исследование вибрационных (сейсмических) нагрузок различной природы.

ОПИСАНИЕ ПРИБОРА

Измерения ускорений во время торможения на посадочных аппаратах охватывают диапазон от 10 мкм/с^2 до 200 м/с^2 . Нижняя граница определяется порогом чувствительности датчика (соответствует верхней атмосфере на высоте около 160 км). Верхний предел диапазона датчика определяется максимальным ускорением посадочного аппарата при торможении в плотных слоях атмосферы. Весь диапазон измерения разбит на два поддиапазона с перекрытием: первый — от 10 мкм/с^2 до 1 м/с^2 (от 10^{-6} до 0.1 g), а второй — от 0.1 до 200 м/с^2 (от 10 mg до 20 g). Для каждого поддиапазона измерений разработаны два трехосных акселерометра. Предельная чувствительность определяется собственными тепловыми равновесными шумами:

$$a_{\text{мин}} \approx \omega_0 \sqrt{\frac{kT}{m}},$$

где k — постоянная Больцмана, T — абсолютная температура, m — величина пробной массы акселерометра, ω_0 — собственная частота упругой чувствительной системы акселерометра.

Собственная частота f колебаний определяется как:

$$f = 2\pi(m/k)^{-1/2},$$

где k — коэффициент упругости пружины, m — величина пробной массы акселерометра.

Предельная чувствительность акселерометра определяет нижнюю границу для пробной массы и верхнюю для коэффициента упругости пружины.

Оба акселерометра могут использоваться как наклонометры. Угловое разрешение у акселерометра малых ускорений 2×10^{-4} град. После посадки в данной точке определяются вертикаль и гравитационная составляющая. В дальнейшем отслеживаются воздействия ветра на аппарат и эрозия грунта под ним по изменению положения аппарата к вертикали.

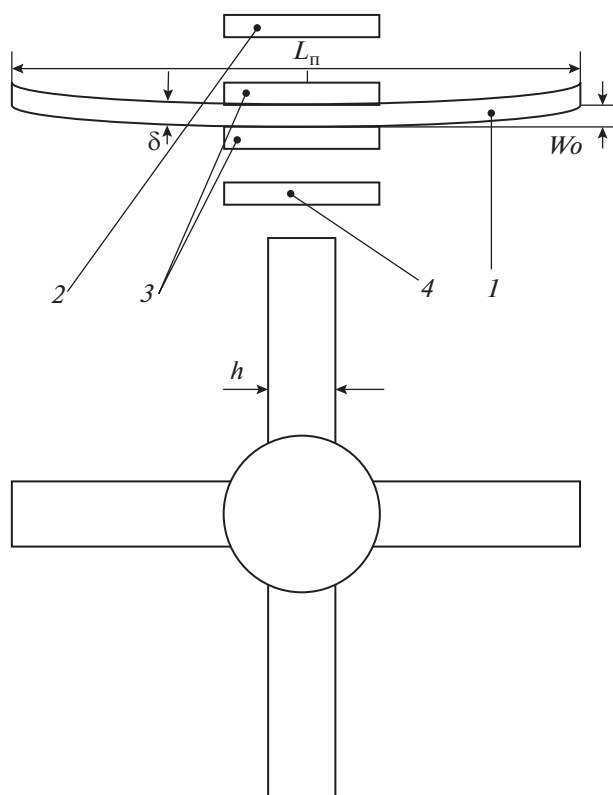


Рис. 2. Чувствительный элемент акселерометра: 1 — пружина; 3 — массовая нагрузка пружины; 2, 4 — электроды; h — ширина пружины; $L_{\text{п}}$ — длина мембраны; W_0 — прогиб в центре пружины; δ — толщина мембраны.

Для измерений малых ускорений в верхней атмосфере был разработан и создан акселерометр по классической схеме. На упругом элементе подвешивается пробная масса. Для каждой оси используется свой упругий элемент. Внешний вид такого акселерометра представлен на рис. 2.

Как видно из рисунка, имеется упругий элемент (пружина), в центре которого располагается калибровочная масса. Между калибровочной массой и электродами образуется дифференциальная емкость. Под воздействием ускорения, действующего перпендикулярно плоскости пружины, меняется зазор между пружиной и электродами, что приводит к изменению дифференциальной емкости. Конструкция сенсора сделана симметричной, чтобы снизить ошибки температурного влияния. Для этого в качестве материала сенсора использовался суперинвар НКД32 с низким ТКЛР. Для улучшения стабильности характеристик сенсор подвергался термообработке и старению. Измерительные поверхности дифференциальной емкости полировались по первому оптическому классу, чтобы снизить нелинейность, которая возникает из-за шероховатости поверхности. В качестве изолирующего материала прокладки использовалось кварцевое стекло.

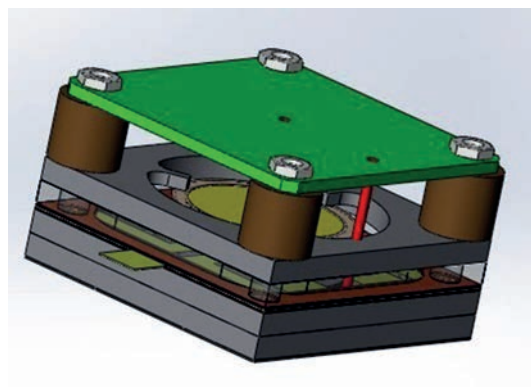


Рис. 3. Чувствительный элемент одноосного сенсора с электронным преобразователем.

Кварцевое стекло обладает достаточной механической прочностью и чрезвычайно высокой стабильностью характеристик. Для устранения чувствительности от воздействия боковых нагрузок упругий элемент собирался из двух жестко связанных пружин, расположенных под углом 90° друг к другу (см. рис. 1) с поперечным отношением толщины пружины к ее ширине δ/h не менее 0.04.

Расчеты основных параметров упругого элемента сенсора проводились с помощью следующих уравнений:

$$W = Fl^3/48EJ_x,$$

где $J_x = \delta^3h/12$; E — модуль Юнга [н/м²]; F — сила, действующая на пробную массу; h — ширина упругого элемента [м]; l — длина упругого элемента [м]; δ — толщина упругого элемента [м].

Приведенные зависимости позволяют рассчитать конструктивные характеристики упругого элемента для заданной чувствительности и условий работы.

Зазор между электродами в преобразователях выбирался в пределах от 0.2 до 0.3 мм, что соответствует номинальной емкости от 10 до 16 пФ.

В табл. 1 приведены полученные основные параметры акселерометра для верхней атмосферы.

На рис. 3 представлена трехмерная конструкция сенсора мембранного типа.

Все сенсоры устанавливаются в единый блок (см. рис. 4) на три ортогональные поверхности. После установки проводится калибровка неортогональности осей. Сам блок акселерометров устанавливается на панели спускаемого аппарата с температурной стабилизацией. Блок-схема прибора представлена на рис. 5.

Для измерения малых величин емкости используется электронный узел 24-разрядный преобразователь емкости в цифровой код фирмы Analog Devices AD7746.

Таблица 1. Основные характеристики гравиметра-акселерометра

Наименование параметра	Значение
Частота обновления информации	30 Гц
Диапазон измерений	От 1×10^{-5} до 1 м/с^2
Чувствительность	$1 \times 10^{-5} \text{ м/с}^2$
Рабочая полоса	10 Гц
Нелинейность	Не более 1%
Количество осей	3
Интерфейс связи	I ² C
Скорость передачи информации по I ² C	115 кбод
Энергопотребление	0.1 Вт
Температурный диапазон	От минус 40°C до плюс 70°C
Масса	80 г

Для обработки сигналов с сенсора используется микроконтроллер ARM Texas Instruments TMS5703137CGWTQEP. Загрузка основной программы во внутреннюю память программ производится из внешней флэш-памяти S25FL256LAGNFM010. Объем памяти 256 Мбит, максимальная тактовая частота 133 МГц. Контроллер использует напряжение питания: для портов ввода-вывода используется 3.3 В, для питания собственно контроллера используется стабилизатор напряжения 1.2 В. При снижении тактовой частоты потребление питания может быть снижено. Универсальный последовательный порт I²C, встроенный в процессор, используется для связи управляющей части прибора с сенсором. Частота преобразования и передачи сигнала от 24-битного преобразователя емкости устанавливается контроллером в диапазоне от 1 до 100 Гц. Контроллер формирует частоту и циклограмму опроса сенсора и обрабатывает информацию по заданной программе. Программа может меняться по командам с Земли. В потоке информации передаются данные об ускорении, температуре, напряжении питания и опорном сигнале. Все эти параметры необходимы для коррекции температурной зависимости сенсора и схемы измерения.

КАЛИБРОВКА ПРИБОРА

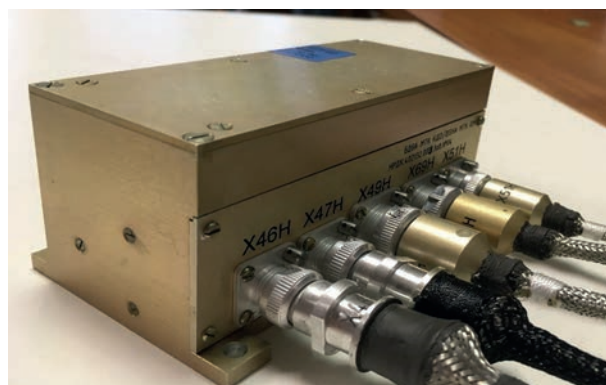
Калибровка акселерометра проводилась на стенде, блок-схема которого приведена на рис. 6.

Калибровка проводилась в два этапа. На первом этапе снималась зависимость выходного сигнала от угла наклона акселерометра в поле тяжести Земли. Величина гравитационной постоянной Земли уточнялась для места проведения калибровки и составила 9.81477 м/с^2 . Каждая из осей акселерометра поочередно устанавливалась в вертикальной плоскости на наклонномерной

плите с точностью не хуже нескольких угловых секунд по вертикали. Уровень сигнала устанавливался в точке экстремума сигнала. Угол изменялся с заданным шагом до максимального значения. В результате получали калибровочную зависимость и смещение нуля по каждой оси.

Пример статической калибровочной зависимости приведен на рис. 7. Полученные значения по диапазону, точности и чувствительности измерений сведены в табл. 2.

После этого проводилась сборка всех трех сенсоров в один корпус. Три стенки корпуса фрезеровались с высокой точностью, чтобы три плоскости были ортогональны друг другу. Чтобы устранить возникающие угловые ошибки неортогональности, проводились измерения на наклонномерной плите. Основная ось измерения устанавливалась в горизонтальной плоскости и перпендикулярно оси вращения. Потом, вращением вокруг основной оси находились максимум значения для второй оси и по полученному значению ускорения определялся угол наклона второй оси к первой. Тем самым определялся косинус откло-


Рис. 4. Внешний вид блока акселерометров МТК.

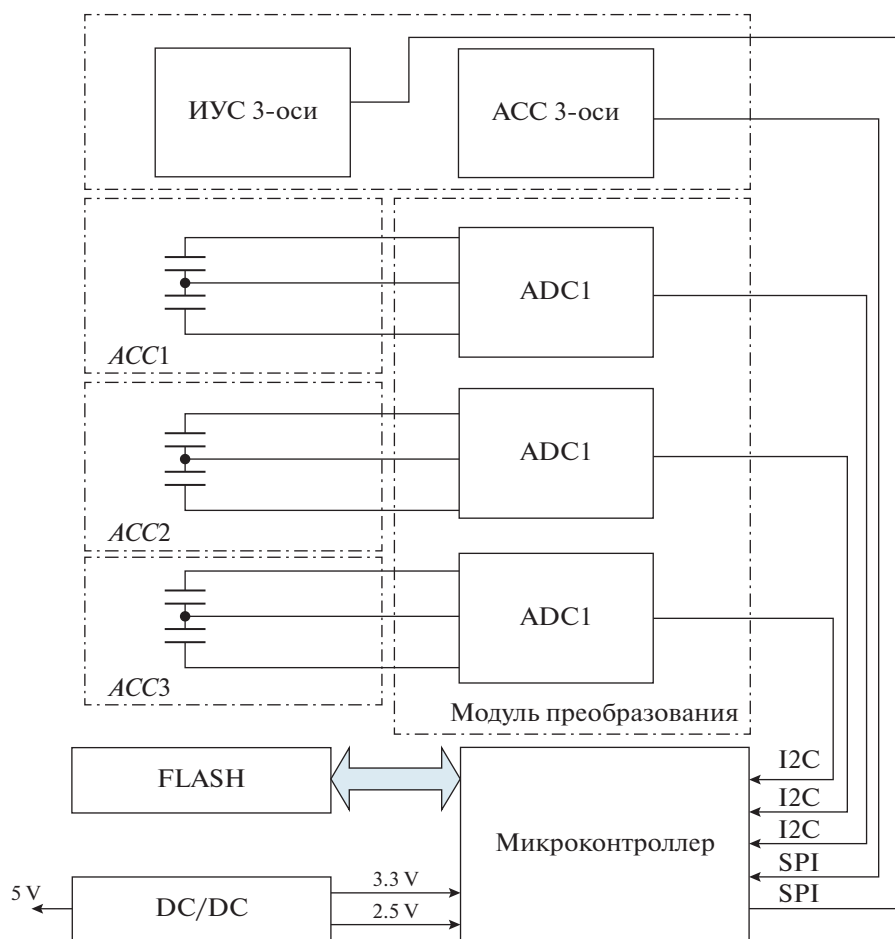


Рис. 5. Структурная схема блока акселерометра.

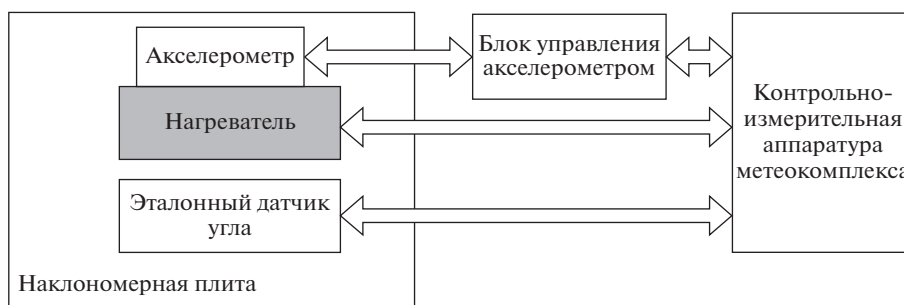


Рис. 6. Структурная схема стенда калибровки акселерометра.

нения второй оси от ортогональности. Для определения отклонения от ортогональности третьей оси, вращением вокруг основной оси находилась максимум значения третьей оси. По полученному значению определялся косинус отклонения в плоскости основной и третьей оси. А косинус отклонения этой плоскости от ортогональности определялся как отклонение разности угла вращения от 90° . Таким образом, произведение двух

косинусов давало истинное значение третьей компоненты в ортогональной системе координат. По полученным данным рассчитывалась матрица A неортогональности осей прибора:

$$\mathbf{a} = A\mathbf{a}' + \Delta\mathbf{a},$$

где: $\mathbf{a}'$ — вектор измеренных значений с сенсора x', y', z' ; $\Delta\mathbf{a}'$ — вектор смещения нуля по каждой оси x', y', z' ; $\mathbf{a}$ — вектор истинных значений уско-

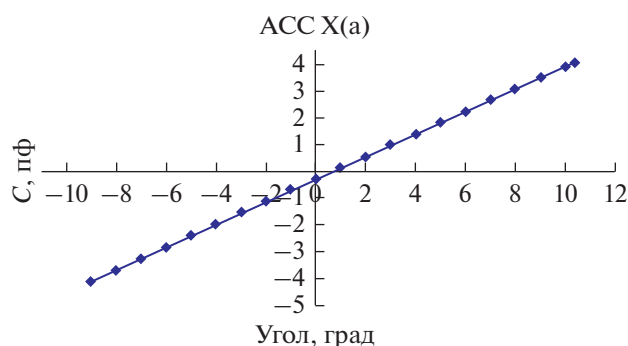


Рис. 7. График зависимости емкости датчика C от угла наклона оси при температуре 20°C .

рения после коррекции смещения и неортогональности;

$$A = \begin{Bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{Bmatrix}$$

– матрица неортогональности.

На втором этапе акселерометр устанавливался на вибростенд, чтобы получить частотную зависимость параметров калибровки. Проводились измерения ускорения для различной частоты и амплитуды колебаний. Для устранения ошибок от шумов вибраций применялась статистическая обработка данных, но абсолютная точность в этом случае не превышала 1%.

Акселерометр и измеритель угловых скоростей (ИУС) для нижней атмосферы собран в одном

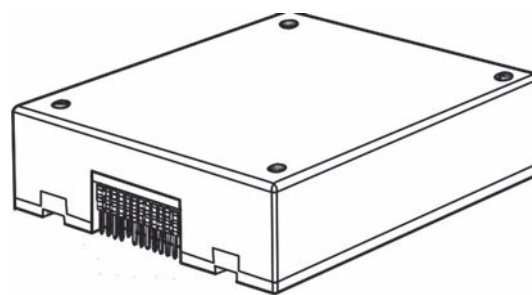


Рис. 8. Внешний вид сенсора фирмы Analog Devices.

корпусе на основе сенсоров фирмы Analog Devices ADIS. Сенсор включает трехосный акселерометр и трехосный датчик угловых скоростей.

Вид сенсора представлен на рис. 8.

Калибровка акселерометра для нижней атмосферы проводилась аналогично калибровке акселерометра для верхней атмосферы. Полученные значения точности и чувствительности приведены в табл. 3.

Управление режимами сенсора обеспечивал микроконтроллер ARM Texas Instruments TMS5703137CGWTQEP, который использовался для акселерометра верхней атмосферы. Это позволяло экономить потребление и массу комплекса акселерометров.

В табл. 4 приведены основные параметры акселерометра для нижней атмосферы.

Измеритель угловых скоростей, как было сказано выше, собран на основе сенсоров фирмы Analog Devices. Калибровка ИУС проводилась на

Таблица 2. Диапазон, точность и чувствительность акселерометра

Параметр	Датчик	Диапазон, м/с^2	Точность, %	Чувствительность, мкм/с^2
Ускорение	Требования ТЗ	От 0 до 1.5	0.1	10
	X	От 0 до 1.5	0.048	8
	Y	От 0 до 1.5	0.058	10
	Z	От 0 до 1.5	0.043	7
	Эталонный	От 0 до 10	0.01	2

Таблица 3. Полученные по результатам калибровки акселерометра значения по диапазону, точности и чувствительности

Параметр	Датчик	Диапазон, м/с^2	Точность, %	Чувствительность, см/с^2
Ускорение	Требования ТЗ	От 0 до 200	0.1	10
	X	От 0 до 200	0.082	2.8
	Y	От 0 до 200	0.058	2.1
	Z	От 0 до 200	0.06	2.5
	Эталонный	От 0 до 200	0.01	1

Таблица 4. Основные характеристики акселерометра для нижней атмосферы

Наименование параметра	Значение
Максимальная частота обновления информации	30 Гц
Диапазон измерений	От 5×10^{-2} до 200 м/с ²
Чувствительность	1×10^{-5} м/с ²
Рабочая полоса	От 10^{-6} до 10 Гц
Нелинейность	Не более 1%
Количество осей	3
Интерфейс связи	I ² C
Скорость передачи информации по I ² C	115 кбод
Энергопотребление	0.3 Вт
Температурный диапазон	От минус 40°С до плюс 70°С
Масса	40 г

Таблица 5. Основные параметры измерителя угловых скоростей

Наименование параметра	Значение
Частота обновления информации	30 Гц
Диапазон измерений	От 0.05 до 125 град в 1 с
Чувствительность	0.05 град в 1 с
Рабочая полоса	100 Гц
Нелинейность	Не более 1%
Количество осей	3
Интерфейс связи	I ² C
Скорость передачи информации по I ² C	115 кбод
Энергопотребление	0.3 Вт
Температурный диапазон	От минус 40°С до плюс 70°С
Масса	40 г

центрифуге и маятниковым способом. Шумы вибраций устранялись статистической обработкой. Полученная калибровка сравнивалась со стан-

дартной калибровкой производителя. На рис. 9 представлен график отклонения полученной калибровки от калибровки производителя.

В табл. 5 приведены основные параметры ИУС.

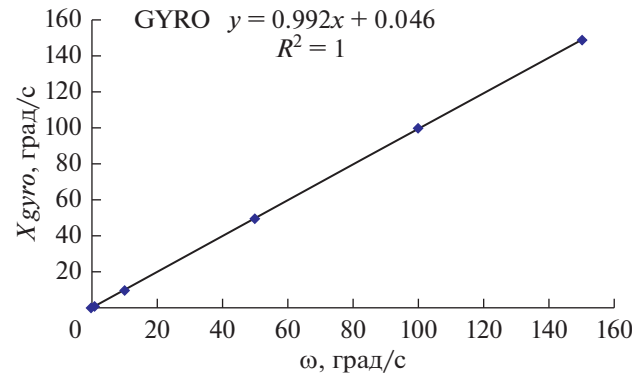


Рис. 9. График отклонения полученной калибровки от калибровки производителя во всем частотном диапазоне при температуре 20°С.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Блок акселерометров, разработанный для посадочной платформы для проектов ЕхoMars (-2018, -2020, -2022) Европейским космическим агентством (ESA) и Роскосмосом, изготовлен и прошел все необходимые испытания в соответствии с программой проекта. Проведенные калибровки подтвердили его высокие характеристики. Натурные испытания показали правильность лабораторных калибровок и методики измерения. По завершению совместной программы ESA-Роскосмос акселерометры могут быть применены в других проектах по исследованию Марса и других планет Солнечной системы. Кроме того, на данный момент акселерометры входят в состав ме-

теорологического комплекса миссии Венера-Д. Акселерометры имеют резерв по повышению характеристик точности и чувствительности, что предполагается осуществить в следующих проектах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Лох У.* Динамика и термодинамика спуска в атмосферах планет: Пер. с англ. М: Мир, 1966. 276 с.
- Chamberlain T.E., Cole H.L., Dutton R.G., Greene G.C., Tillman J.E.* Atmospheric measurements on Mars: The Viking meteorology experiment // *Bull. Am. Meteorological Soc.* 1976. V. 57. № 9. P. 1094–1104.
[https://doi.org/10.1175/1520-0477\(1976\)057<1094:AMOMTV>2.0.CO;2](https://doi.org/10.1175/1520-0477(1976)057<1094:AMOMTV>2.0.CO;2)
- Ferri F., Karatekin Ö., Lewis S.R., Forget F., Aboudan A., Colombatti G., Bettanini C., Debei S., Van Hove B., Dehant V., Harri A., Leese M., Mäkinen T., Millour E., Muller-Wodarg I., Ori G., Pacifici A., Paris S., Patel M., Schoenenberger M., Herath J., Siili T., Spiga A., Tokano T., Towner Martin, Withers P., Asmar S., Plettemeier D.* ExoMars Atmospheric Mars Entry and Landing Investigations and Analysis (AMELIA) // *Space Sci. Rev.* 2019. V. 215. № 8.
<https://doi.org/10.1007/s11214-019-0578-x>
- Holstein-Rathlou C., Maue A., Withers P.* Atmospheric studies from the Mars Science Laboratory Entry, Descent and Landing atmospheric structure reconstruction // *Planet. and Space Sci.* 2016. V. 120. P. 15–23.
<https://doi.org/10.1016/j.pss.2015.10.015>
- Kerzhanovich V.V.* Improved analysis of the descent module measurements // *Icarus.* 1977. V. 30. P. 1–25.
- Magalhães J.A., Schofield J.T., Seiff A.* Results of the Mars Pathfinder atmospheric structure investigation // *J. Geophys. Res.* 1999. V. 104. № E4. P. 8943–8955.
<https://doi.org/10.1029/1998JE900041>
- Schofield J.T., Barnes J.R., Crisp D., Haberle R., Larsen S., Magalhães J.A., Murphy J., Seiff A., Wilson G.* The Mars Pathfinder atmospheric structure investigation/meteorology (ASI/MET) experiment // *Science.* 1997. V. 278. № 5344. P. 1752–1758.
<https://doi.org/10.1126/science.278.5344.1752>
- Seiff A., Kirk D.B.* Structure of the atmosphere of Mars in summer at mid-latitudes // *J. Geophys. Res.* 1977. V. 82. № 28. P. 4364–4378.
<https://doi.org/10.1029/JS082i028p04364>
- Withers P., Smith M.D.* Atmospheric entry profiles from the Mars Exploration Rovers Spirit and Opportunity // *Icarus.* 2006. V. 185. № 1. P. 133–142.
<https://doi.org/10.1016/j.icarus.2006.06.013>