

УДК 523.43-852

ДАТЧИКИ ТЕМПЕРАТУРЫ И ДАВЛЕНИЯ МЕТЕОКОМПЛЕКСА ДЛЯ ИСЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА

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

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

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

Поступила в редакцию 01.03.2023 г.

После доработки 03.03.2023 г.

Принята к публикации 07.03.2023 г.

Датчики температуры и давления, входящие в состав метеорологического комплекса посадочного платформы (ПП) ЭкзоМарс-2022, предназначены для измерения основных параметров атмосферы Марса: температуры, давления, вертикальной компоненты скорости ветра. Измерения температуры и давления начинаются во время спуска, после отделения нижней полусферы, когда высота над поверхностью будет составлять от 2.1 до 8.5 км в зависимости от траектории спуска. Выше, до раскрытия парашюта, вертикальный профиль атмосферы может быть получен с помощью блока акселерометров, также входящего в метеорологический комплекс. После посадки проводится длительный мониторинг приповерхностного слоя атмосферы. Измерения проводятся на различной высоте от поверхности. С учетом измерения вертикальной компоненты ветра после посадки рассчитывается локальный тепловой поток поверхность–атмосфера. Полученные измерения позволяют получить динамику взаимодействия атмосферы и поверхности. В статье рассмотрены научные задачи, решаемые датчиками, кратко описана программа измерений и детально описаны датчики и их характеристики.

Ключевые слова: атмосфера, Марс, термодатчик, температура, давление, тепловой поток

DOI: 10.31857/S0320930X23040072, **EDN:** RETNHS

ВВЕДЕНИЕ

Начиная с 60-х годов до сегодняшнего дня, было запущено четыре десятка миссий к Марсу, это пролетные и орбитальные аппараты, посадочные станции и марсоходы. Почти половина из них были неудачными, или частично неудачными. Но удачные миссии дали огромный материал по планете, включая данные по климату и погоде. На орбитальном аппарате Mariner-9 (1972 г.) была выполнена инфракрасная спектроскопия, в результате которой были определены поверхностное давление и тепловой профиль (по поглощению в полосе CO₂) и зависимость (H₂O, CO) от сезонного цикла. Но особенный прогресс исследования атмосферы был достигнут в миссиях Viking-1, -2 (Chamberlain и др., 1976); Pathfinder (Schofield и др., 1997); Phoenix (Taylor и др., 2008), на которых были установлены метеорологические инструменты. В дальнейшем метеорологические инструменты устанавливались в миссиях: InSight, MSL (Mars Science Laboratory) Curiosity, Mars 2020 Perseverance. Благодаря данным, полученным с Viking, впервые удалось определить динамику изменения температуры и давления (суточная, се-

зонная и годовая). К сегодняшнему дню имеются данные по давлению и температуре в виде длинных временных рядов с достаточно высокой частотой опроса за периоды в несколько марсианских лет, полученных с различных посадочных аппаратов: Viking landers (Sutton и др., 1978; Tillman и др., 1979), Pathfinder (Schofield и др., 1997; Murphy, Nelli, 2002), Phoenix (Davy и др., 2010; Ellehoj и др., 2010), MSL (Harri и др., 2014; Haberle и др., 2014; Gómez-Elvira и др., 2014), InSight (Banfield и др., 2019). Эти данные показывают сходство между различными местами посадки, раскрывая основные свойства марсианской погоды (Read, Lewis, 2004; Haberle и др., 2017): сильный суточный цикл атмосферной температуры и ветров, сезонные колебания давления под влиянием CO₂, конденсация/сублимация на полярных шапках, низкая абсолютная влажность при относительной влажности, близкой к насыщению (и даже достигающая его по данным посадочного аппарата Phoenix), характерные признаки планетарных мезомасштабных турбулентных волн и вихрей. Существующие измерения приповерхностных атмосферных свойств Марса обобщены в (Martínez

и др., 2017). Тем не менее необходимо продолжить системный анализ всех данных за общий период всех миссий.

На основе полученных данных и понимания происходящих процессов на планете были созданы различные модели атмосферы Марса. От простой статической модели (Мороз и др., 1988) до модели глобальной, циркуляции (General Circulation Models, GCM), включая модели циркуляции основных компонент (CO_2 , H_2O и др.).

Комплекс метеорологических приборов Экзо-Марса предназначен для проведения измерения основных параметров атмосферы: температуры, давления, скорости ветра в течение всего времени существования посадочного аппарата. Прототипом предлагаемого метеорологического комплекса были метеорологические инструменты, созданные в рамках российских миссий: Vega (Kremnev и др., 1986; Linkin и др., 1986), Марс-96 (Лантратов, 1996) и американской Mars Polar Lander-98. Для понимания глобальной динамики атмосферы требуются, в идеале, одновременные наблюдения в нескольких местах и на протяжении достаточно длительного периода времени. Иными словами, необходимо создание сети станций на поверхности Марса. Такие наблюдения позволяют проводить глобальный мониторинг атмосферы планеты. При этом пространственный охват наблюдений, а также временная продолжительность и разрешение должны быть соразмерны с характерным пространственным и временным масштабом явлений, которые мы хотим исследовать. Ранее такие проекты обсуждались в США (Pascalle), Франции (Netlander) и России (MetNet) (Hargr и др., 2017). Американский и французский проекты были свернуты в начальной стадии из-за высокой стоимости. Российский проект совместно с финским метеорологическим институтом был свернут на более позднем этапе после создания прототипа посадочной малой станции.

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ

Изучение атмосфер Марса и других планет, близких к Земле по своим свойствам, является базисной задачей в понимании природы процессов, происходящих в нашей Солнечной системе. Климатические явления на планетах Солнечной системы, которые имеют атмосферу, во многом определяются временными и пространственными вариациями основных ее параметров (таких, как температура, давление, скорость ветра и др.) или, как говорят, глобальной циркуляцией, тепловым балансом, взаимодействием с поверхностью планеты и космическим пространством. Все эти процессы определяют сегодняшний климат планет. Марс обладает тонкой, холодной, пыльной атмосферой, состоящей в основном из уг-

лекислого газа. Теперь ясно, что Марс эволюционировал иначе, чем Земля или Венера. На сегодняшний день в марсианской атмосфере известен спектр циркуляционных явлений с различными пространственными и временными масштабами. А общая циркуляция атмосферы происходит по классической схеме Хэдли. Атмосфера также взаимодействует с поверхностью, обмениваясь теплом, импульсом и веществом. Нынешний состав атмосферы и циклы ее компонент (H_2O , CO_2 и пыль) теперь хорошо поняты. Все эти циклические процессы сильно взаимосвязаны по принципу обратной связи, положительной или отрицательной.

К основным изучаемым процессам на Марсе относятся:

- общая циркуляция и климатологические циклы;
- мезомасштабные явления в атмосфере;
- динамика взаимодействия поверхности и атмосферы в пограничном слое планеты;
- тепловой баланс поверхность—атмосфера—космос.

В статье рассмотрены инструменты, измеряющие температуру, давление и вертикальную компоненту скорости приповерхностного ветра.

Основными научными задачами представленных инструментов метеорологического комплекса являются:

- измерение параметров (T , P) во время спуска для получения вертикальной структуры в нижней атмосфере после отстрела аэродинамического щитка посадочного аппарата во время посадки;
- проведение длительного мониторинга параметров (T , P , U) атмосферы Марса для исследования пространственных и временных характеристик и вариаций общей циркуляции атмосферы;
- проведение длительного мониторинга параметров (dT , U) атмосферы Марса для исследования процессов взаимодействия поверхности и атмосферы (обмен импульсом и массой в пограничном слое, измерение теплового потока и коэффициента турбулентности в нижнем слое атмосферы) от суточных до годовых масштабов;
- исследование явлений мезомасштабного или регионального уровня и связанные с ними процессы (инфразвуковые, звуковые и гравитационные волны).

Длительные измерения температуры атмосферы Марса позволяют судить о климатических явлениях, а текущие — о погоде на Марсе. Место посадки аппарата ЭкзоМарс-2022 находится в низких широтах северного полушария, широта близка к точкам посадки Viking и Pathfinder, что позволит провести в будущем сравнительный анализ результатов. Комплекс температурных датчиков

позволяет получить вертикальный профиль температуры и давления в нижнем слое атмосферы, начиная с высот в интервале от 0 до 8.5 км (после отделения аэродинамического экрана от посадочного аппарата), проводить длительные измерения температуры и давления в приповерхностном слое, градиента температуры и вертикальной компоненты скорости ветра. Тепловой поток поверхность/атмосфера рассчитывается на борту посадочного аппарата, так как объем получаемых данных, необходимых для его расчета, невозможно передать на Землю. Температурные датчики установлены на вертикальную штангу на разной высоте для измерения вертикального градиента температуры и вертикальной компоненты ветра, последняя из которых определяется классическим методом по задержке флуктуаций температуры через вертикально расположенные датчики в восходящем потоке. Один датчик установлен на выдвижной штанге, которая раскрывается после сброса тормозного щитка. Первоначально планировалась длинная штанга с датчиками для погружения в грунт и оценки теплового потока поверхность/атмосфера. Но из-за ограничений по времени данный вариант реализовать не удалось. После раскрытия штанги датчик выносится вперед в набегающий поток, чтобы аппарат не влиял на измерения. Метеорологическая штанга имеет высоту 1.1 м и установлена на платформе посадочного аппарата. Во время спуска штанга находится в сложенном состоянии. Датчики установлены на различной высоте попарно с дистанцией между ними в 20 см. По полученным данным с датчиков рассчитывается тепловой поток и коэффициент турбулентности в соответствии с уравнением:

$$Q_m = \rho \omega' q'_T, \quad (1)$$

где $\omega' q'_T$ — среднее из произведений одновременных пульсаций восходящего потока и пульсаций теплового содержания $q_T = c_p T$.

Коэффициент турбулентности k_T в соответствии с уравнением (1) и полученными измерениями потока тепла $Q_T = -k_T \rho (\partial q_T / \partial h)$ [кал/см²с], равен $k_T = -\omega' q'_T / (\partial q_T / \partial h)$.

ПРОГРАММА РАБОТЫ ИНСТРУМЕНТОВ НА ПОВЕРХНОСТИ МАРСА

Инструменты метеорологического комплекса включаются перед входом аппарата в атмосферу. Опрос датчиков ведется непрерывно до посадки и после посадки. Имеется окно, когда измерения не проводятся, это происходит через несколько часов после посадки из-за сильного разряда бата-

реи посадочного аппарата. В это время обесточивается весь научный комплекс и системы посадочного аппарата. После истечения указанного периода система посадочного аппарата активизирует метеорологический комплекс снова. После чего он работает постоянно до конца миссии. Опрос инструментов по параметрам T , P ведется постоянно с частотой 25 Гц. Данная частота необходима для расчета теплового потока в диапазоне скоростей восходящего потока от 1.0 см/с и до 1.0 м/с. При высокой частоте опроса параметров образуется большой объем информации, который не может быть передан на Землю. Поэтому для основных параметров (T , P , Q) вычисляется среднее значение и дисперсия за интервал времени в 3 с. Циклограмма работы может быть изменена по командам с Земли.

ОПИСАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДАТЧИКОВ

Температура атмосферы измеряется четырьмя терморезисторами и тремя термопарами: один терморезистор предназначен для измерений во время спуска после отстрела аэродинамического экрана, остальные терморезисторы с термопарами расположены на метеорологической штанге. Датчики попарно расположены (один терморезистор и термопара) на высотах 125, 150, 175 см от поверхности Марса. Датчик для измерения температуры на спуске после посадки располагается на высоте 85 см от поверхности. Все термодатчики имеют абсолютную точность не хуже 0.1 К и чувствительность не хуже 0.01 К. Схема установки температурных датчиков на штанге показана на рис. 1.

Как видно из рис. 1, термодатчики установлены не прямо на штанге, а на дополнительных кронштейнах. Это сделано для устранения влияния теплового следа от набегающего потока, возникающего от радиационного нагрева поверхности штанги. В связи с тем, что ветер создает тепловой след с подветренной стороны, кронштейны еще смещены друг относительно друга на угол не менее 10° в горизонтальной плоскости. Поэтому тепловой след от штанги может влиять на измерения только одного датчика при любых углах направления ветра. На рис. 2 представлена установка чувствительного элемента (ЧЭ) на штангу. ЧЭ должен быть удален от штанги не менее 5 калибров диаметра штанги, что обеспечивается тонким раскрывающимся кронштейном.

Как видно из рис. 3, терморезистор и термопара располагаются близко друг от друга. Крепятся оба чувствительных элемента с помощью лавсановой нити, что предохраняет их от разрушения при вибрационных и ударных нагрузках и обеспечивает хорошую тепловую развязку от кронштейна крепления. Чтобы избежать влияния теплово-

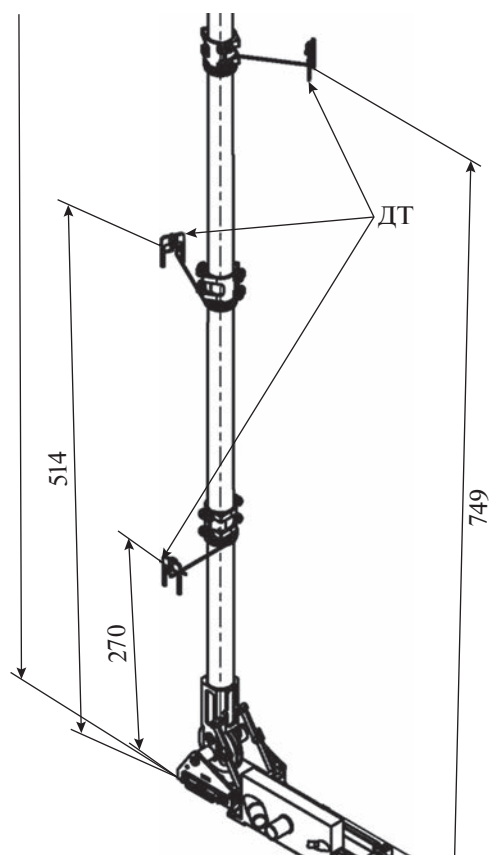


Рис. 1. Схема установки температурных датчиков на штанге. ДТ — температурные датчики.

го следа от конструкции кронштейна, после раскрытия штанги плоскость кронштейна расположена под углом 45° от вертикали.

Терморезистор чувствительного элемента работает на принципе зависимости электрического сопротивления от температуры, где изменение температуры преобразуется в изменение электрического сопротивления проводников. Их диапазон измерения, как правило, от минус 270 К до плюс 750 К. Датчики представляют собой платиновую пленку, у которой зависимость электрического сопротивления от температуры близка к линейной и имеет величину, близкую к 4×10^{-3} 1/К. Полином третьей степени очень хорошо обеспечивает аппроксимацию отклонения от прямой:

$$R_t = R_0(1 + At + Bt^2),$$

где $A = 6.40962 \times 10^{-3}$ К $^{-1}$; $B = 8.5216 \times 10^{-6}$ К $^{-2}$ (паспортизованные значения), которые уточнялись после калибровки для каждого терморезистора.

Терморезистор имеет малые размеры, что снижает величину радиационного перегрева, выполнен на основе платины, которая напылением наносится на тонкую диэлектрическую подложку

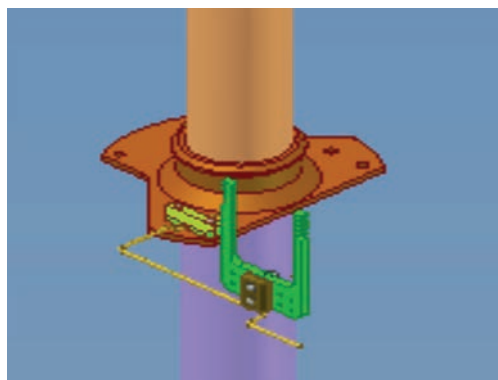


Рис. 2. Установка чувствительного элемента на штанге. На рис. 3 приведена конструкция чувствительного элемента термодатчиков.

толщиной 250 мкм и площадью 1200×1600 мкм 2 . Выводы приварены к электродам на краю диэлектрической подложки. Сверху терморезистор защищен тонким стеклообразным покрытием от внешних агрессивных воздействий. Из-за малой величины толщины подложки и подключения через тонкие выводы к корпусу кронштейна терморезистор имеет хорошую тепловую изоляцию от массивного корпуса кронштейна, а теплопроводность теплового моста “терморезистор — кронштейн” равна $G_k = 2\chi S/\ell$ от 6×10^{-6} до 3×10^{-5} Вт/К, где χ — коэффициент теплопроводности материала диэлектрической подложки (изменяется от 0.02 до 0.1 Вт/см К), размеры: $S = \pi r^2$ — поверхность сечения выводов и ℓ — длина выводов указаны на рис. 2.

Терморезистор с учетом малой термической массы обладает слабой чувствительностью к температуре массивного кронштейна и может эффективно использоваться для контактного измерения температуры газов.

Чтобы определить перегрев под действием измерительного тока, были проведены качественные расчеты, которые подтверждались экспериментально. На платиновый терморезистор подавался ток величиной 0.8 мА, выделялась мощность $W = I^2 R = 8 \times 10^{-4}$ Вт и проводилось измерение температуры его разогрева dT при различном давлении. При давлении воздуха $P_1 = 1$ атм, $dT_1 = 7$ К; при $P_2 = 200$ Па, $dT_2 = 11$ К; при $P_3 = 2 \times 10^{-4}$ Па, $dT_3 = 105$ К. Таким образом, в предположении, что при давлении газа $P = P_3$ теплоотдача осуществляется через тепловое сопротивление “терморезистор—кронштейн”, можно оценить величину G_k : $G_k \sim W/dT_3 \sim 7.6 \times 10^{-6}$ Вт/К.

При давлении $P = P_2$ тепло передается одновременно по двум направлениям “терморези-

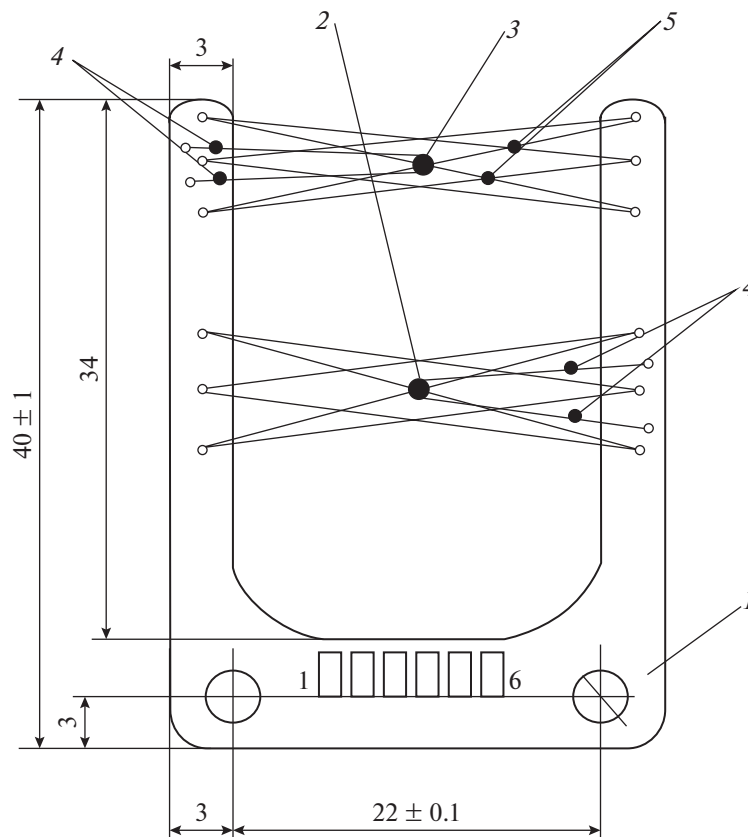


Рис. 3. Конструкция чувствительного элемента термодатчиков с кронштейном: 1 – кронштейн ЧЭ, 2 – термопара, 3 – терморезистор, 4 – выводы датчиков, 5 – лавсановая нить для крепления датчиков.

стор–кронштейн” и “терморезистор–газ”, и тогда $G_k + G_r = W/dT_2 \sim 7.2 \times 10^{-5}$ Вт/К.

Оценка погрешности измерения температуры, связанная с отличием температуры корпуса терморезистора от температуры газа, проводилась по условию динамического равновесия во время измерений. Пусть температуры газа, кронштейна и терморезистора равны соответственно T_r , T_k и T . Тогда при условии динамического равновесия:

$$G_k(T_k - T) = G_r(T - T_r)$$

получим:

$$T = T_r + (G_k / (G_k + G_r))(T_k - T_r).$$

Для выбранного датчика ($G_k / (G_k + G_r) \sim 0.1$), поэтому при различии температур корпуса кронштейна и газа ($T_k - T_r < 10$) погрешность измерений не превышает 1.0 К. Для марсианских условий динамика изменения температуры атмосферы Марса по экспериментальным данным составляет от 15 до 20 К в минуту. Поэтому реальная погрешность будет не более 0.03 К. К тому же перегрев в марсианской атмосфере будет происходить за счет солнечной радиации, и он не превысит 2–3 К. Что составит абсолютную ошибку от радиа-

ционного перегрева не более 0.3 К. В силу того, что процесс радиационного перегрева достаточно медленный, измерения пульсаций температуры можно проводить с точностью, на порядок лучшей, чем абсолютная величина. Оценка ошибки проводилась из предположения об отсутствии обдува. В случае обдува датчика со скоростью 1–2 м/с (большая часть времени суток на Марсе) постоянная времени снижается с 1–2 до 0.1–0.2 с и ошибка радиационного перегрева не превысит 0.1 К. Поэтому абсолютная точность будет зависеть от скорости обдува и не превысит величины 0.3 К в максимуме, в период устойчивой стратификация атмосферы. Все оценки даны без учета радиационного охлаждения. Поэтому реальная точность будет чуть лучше указанных оценок.

Аналогичные оценки по перегреву были проведены и для термопар, величина которых оказалась на том же уровне.

По данным, полученным с двух датчиков корреляционным методом, определяется временная задержка прохождения теплового потока через них. Так как разность по высоте датчиков известна, то можно определить скорость восходящего потока. При этом, конечно, надо учитывать гори-

Таблица 1. Перечень узлов комплекса температурных датчиков и их габариты

Наименование	Количество, шт.	Масса, г	Габариты, мм
Узлы датчиков штанги	3	10	100 × 30 × 5
Узел датчиков на спуске	2	5	50 × 2 × 2

Таблица 2. Основные характеристики датчика температуры

Наименование параметра	Значение
Диапазон измерений, °C	От минус 196 до плюс 200
Чувствительность, °C	5×10^{-3}
Рабочая полоса, Гц	0–30
Нелинейность, %	Не хуже 10^{-3}
Количество датчиков, шт.	4
Частота обновления информации, Гц	10
Энергопотребление, Вт	0.05
Масса с корпусом, г	2.5

зонтальную скорость ветра, которая будет вносить ошибку в измерения. Горизонтальная скорость и направление ветра определяются ионным анемометром.

В табл. 1 приведен список узлов, которые устанавливаются на посадочный аппарат. В табл. 2 приведены основные характеристики датчика температуры.

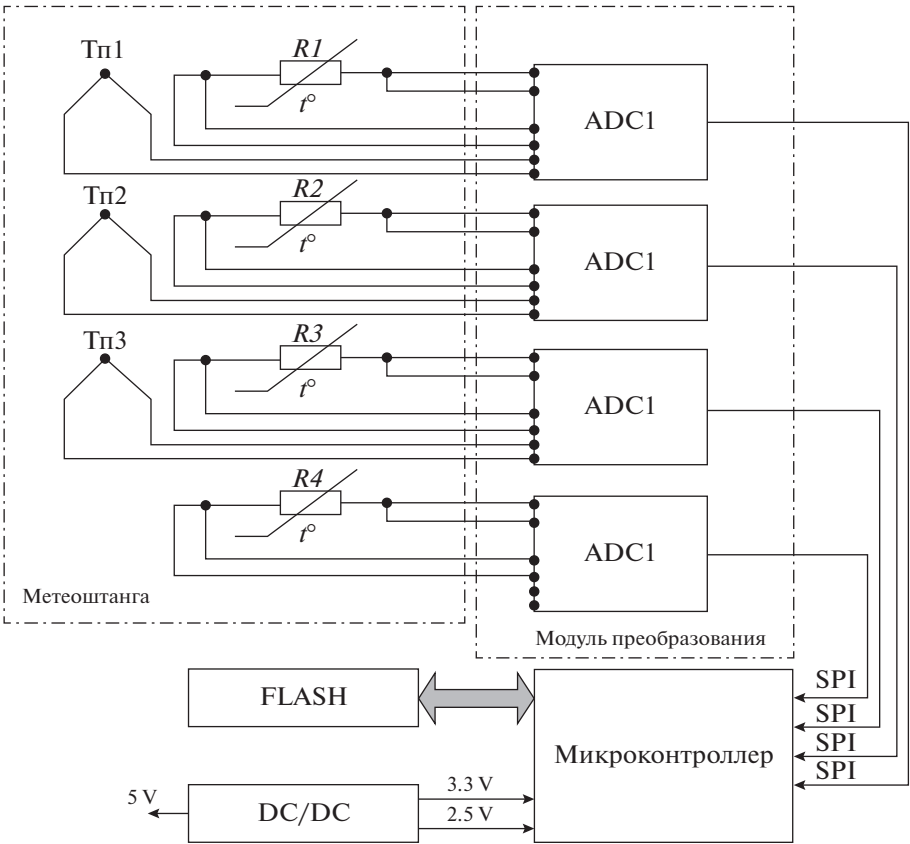


Рис. 4. Структурная схема измерения температуры.

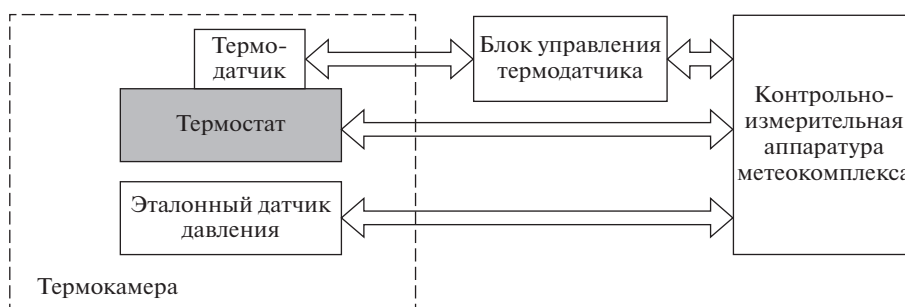


Рис. 5. Структурная схема стенда калибровки термодатчиков.

Структурная схема измерения температуры представлена на рис. 4.

Терморезисторы подключены к измерительной схеме по четырехпроводной схеме, чтобы исключить погрешность проводов. Поэтому для измерения малых величин используется прецизионный преобразователь сопротивления — код, а именно 24-bit Σ - Δ ADC с шестью дифференциальными входами фирмы Analog Devices AD7794BRUZ. К этому преобразователю подключены и термодатчики, но только по двухпроводной схеме.

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. Универсальный последовательный порт SPI, встроенный в процессор, используется для связи управляющей части прибора с сенсорами. Частота преобразования и передачи сигнала от 24-битного преобразователя устанавливается контроллером в диапазоне от 4 до 470 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 полезный сигнал, температура преобразователя, напряжение питания и опорного сигнала. Все эти параметры необходимы для коррекции температурной зависимости сенсора и схемы измерения.

КАЛИБРОВКА ТЕРМОДАТЧИКОВ

Калибровка термодатчиков проводилась на стенде, блок-схема которого приведена на рис. 5.

Калибровка проводилась в два этапа. На первом этапе снималась зависимость выходного сигнала от температуры в термокамере. Температура в камере определялась по эталонному датчику. По полученным данным определялись коэффициенты полинома. На втором этапе калибровки коэффициенты полинома уточнялись в трех точ-

ках: в точках фазовых переходов углекислого газа, фреона и льда. Точность поддержания в точке фазового перехода достигает величины 0.01 К. Пример функции выходного кода АЦП от температуры приведен на графике рис. 6.

Полученные значения по диапазону, точности и чувствительности измерений сведены в табл. 3.

ОПИСАНИЕ ДАТЧИКА ДАВЛЕНИЯ

Для создания датчика давления был выбран классический метод измерения давления, основанный на упругом элементе — мембране, которая преобразует деформации в выходной пропорциональный электрический сигнал с дифференциального емкостного выхода. Чувствительный элемент датчика представляет собой мембрану, которая находится между двумя объемами с различным давлением. Один объем связан с наружным давлением, а другой герметичен и поддерживает постоянное давление (в нашем случае вакуум). Разность давления в двух объемах определяет величину упругой деформации. Для обеспечения абсолютной точности измерения температура чувствительного элемента должна поддерживаться высокостабильной, или измеряться с высокой точностью. Материал мембраны и камер был подвергнут термической обработке и старению, чтобы обеспечить стабильные характеристики в те-

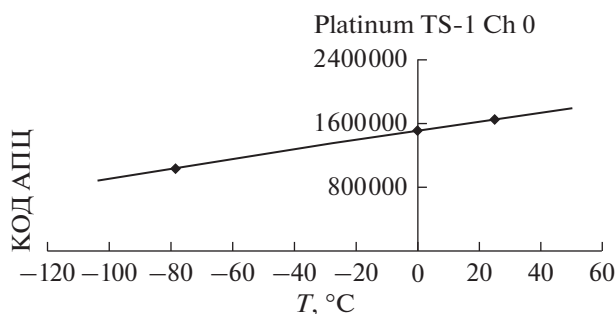


Рис. 6. Калибровочная функция выходного сигнала КОД АЦП от температуры для датчика TS-1.

Таблица 3. Диапазон, точность и чувствительность термодатчиков

Параметр	Датчик	Диапазон	Точность	Чувствительность
Температура	Требования ТЗ	От –153 до +333 К	0.5 К	0.05 К
	T_1	От –77 до +333 К	0.178 К	0.0067 К
	T_2	От –77 до +333 К	0.044 К	0.0019 К
	T_3	От –77 до +333 К	0.056 К	0.0032 К
	T_4	От –77 до +333 К	0.086 К	0.005 К
	Эталонный	От 100 до +500 К	0.1 К	0.01 К

чение длительного времени. В соответствии с уравнением для идеального газа предполагается, что давление и плотность газов связаны линейной зависимостью, т.е. увеличение давления приводит к пропорциональному росту плотности. Увеличение давления приводит к увеличению силы, действующей на мембрану.

Схематический вид такого измерителя представлен на рис. 7.

Номинальная емкость конденсатора, образованная мембраной и неподвижным электродом 3 или 4 (см. рис. 7) при условии, что разность давлений $\Delta P = 0$, будет равна:

$$C = (\epsilon_0 + S_{\text{эл}})/W,$$

где ϵ_0 — диэлектрическая постоянная воздуха; $S_{\text{эл}}$ — площадь электродов; W — зазор между мембраной и электродом при $\Delta P = 0$.

Если $S_{\text{эл}}$ и W выражены в сантиметрах, то $C = 8.85 \times 10^{-2} S_{\text{эл}}/W$ [пФ].

Чувствительность емкостного датчика как функции от перемещения подвижного электрода (мембраны) определяется как $S_{\text{дат}} = \partial C / \partial W = -(\epsilon_0 + S_{\text{эл}})/W$.

Увеличение чувствительности достигается уменьшением начального зазора между электродами и увеличением размеров датчика. Как видно из рис. 8, под действием измеряемого давления мембрана получает прогиб. Наибольшее перемещение происходит в центре мембраны, а наименьшее — на краю электрода. Наименьшее перемещение зависит от геометрии мембраны, чем она больше размера электрода, тем меньше разность хода в центре и на крае.

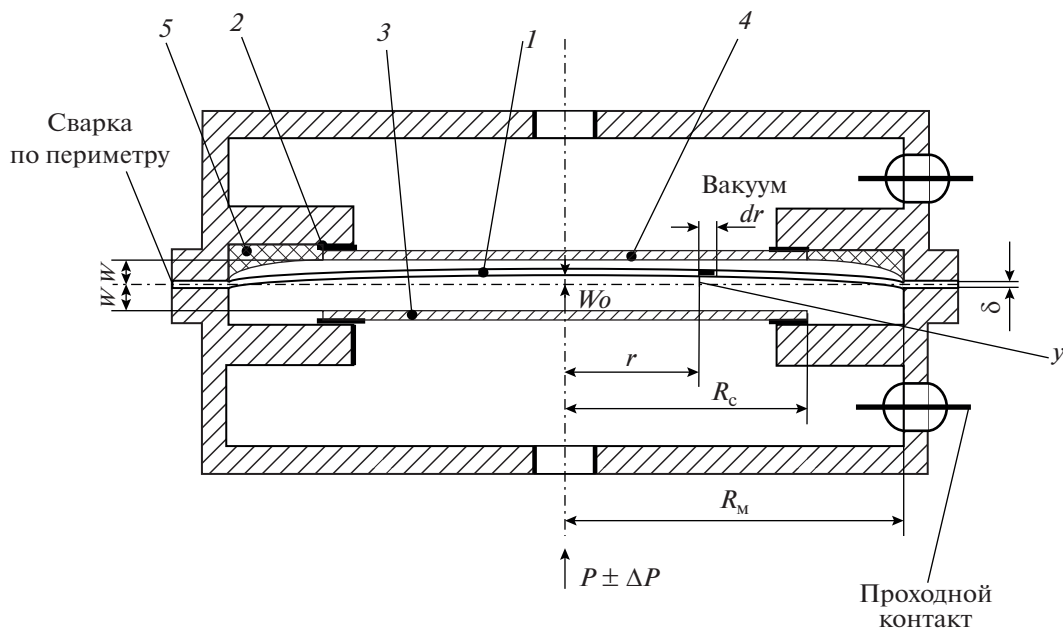


Рис. 7. Чувствительный элемент датчика давления: 1 — мембрана; 2 — изолятор; 3, 4 — электроды; 5 — диэлектрическое кольцо; R_M — радиус периферии мембраны; $R_с$ — радиус электрода; r — радиус мембраны до места прогиба y ; ΔP — разность давлений, действующих на мембрану; W — зазор между электродом и мембраной; W_0 — прогиб в центре мембраны; δ — толщина мембраны.

Опуская расчеты в (Дадалян, 2008) зависимости зазора $W(\Delta p)$ и перехода к зависимости $\Delta C(\Delta p)$ получим следующие формулы:

$$\Delta C = \frac{\pi \varepsilon_0 (1 - \mu^2) R_m^6}{16 E W^2 \delta^3} \Delta p,$$

или относительное изменение емкости:

$$\frac{\Delta C}{C} = \frac{(1 - \mu^2) R_m^4}{16 \times E W \delta^3} \Delta p.$$

На концах электродов 3 и 4 (см. рис. 7) возникают краевые поля, т.е. происходит искривление электростатического поля. Так как краевой эффект второго порядка, в нашем случае он учитывался калибровкой.

При выборе конструктивных элементов мембраны необходимо также учитывать следующее.

1. Напряжение в заделке мембраны в корпус определяется выражением:

$$\sigma_{\max} = \frac{3 R_m^2}{4 \delta^2} \Delta p.$$

2. В атмосфере Земли мембрана должна выдерживать атмосферное давление. Чтобы исключить ее повреждение, использовалось диэлектрическое кольцо, на которое опиралась мембрана (см. рис. 7), при этом максимальный изгиб во всех точках находился в упругой области.

3. Резонансная частота собственных колебаний мембраны, которая должна находиться за пределами частотного диапазона измерений. Связь между частотой собственных колебаний мембраны, ее диаметром и толщиной можно представить в виде:

$$f_m = K_f d / D^2.$$

Приведенные формулы позволяют рассчитать конструктивные характеристики мембраны для заданной чувствительности и условий работы.

Зазор между электродами в преобразователях выбирался в пределах от 0.1 до 0.3 мм, что соответствует номинальной емкости от 6 до 18 пФ. При конструировании емкостного датчика необходимо было продумать крепления электродов. Электроды крепились через изолятор, и площадь опоры не превышала 2 мм², чтобы уменьшить паразитную емкость. Измерительные плоскости электродов и мембраны были обработаны с оптической точностью и чистотой, чтобы уменьшить нелинейность кривой чувствительности из-за шероховатости и неравномерности поверхности (см. рис. 8).

Внутренняя часть чувствительного элемента тщательно промывалась и сушилась, чтобы обеспечить высокую чистоту внутреннего объема перед вакуумированием. Это необходимо для сохра-

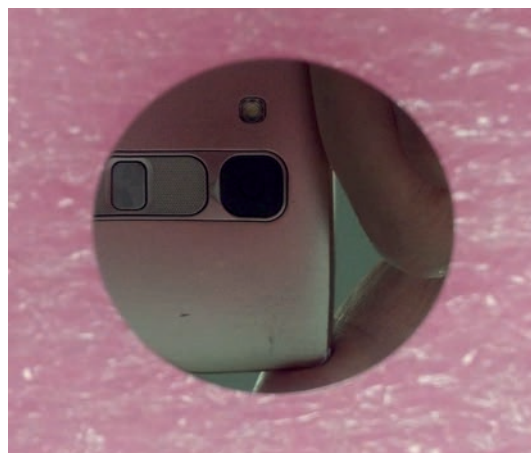


Рис. 8. Полированная мембрана.

нения вакуума в течение длительного времени от возможной дегазации загрязнений. Конструкция сделана симметричной, чтобы компенсировать линейные расширения материалов под действием температуры. В качестве корпуса вначале предполагалось использовать кварц, но из-за сжатых сроков пришлось использовать суперинвар (32 НКД). Поскольку электроды емкостных датчиков должны быть соединены механически с корпусом, то требуются твердые держатели из изолирующего материала. Выбор соответствующего изолирующего материала весьма важен. Были выбраны прокладки из кварцевого стекла. Кварцевое стекло обладает достаточной механической прочностью и чрезвычайно высокой стабильностью параметров. Его температурный коэффициент линейного расширения меньше, чем материал конструкции. Вышеприведенные мероприятия обеспечили наилучшую стабильность чувствительного элемента от механических и температурных воздействий. Как выше было сказано, вся конструкция подвергалась термической обработке и старению.

При измерении такой малой величины емкости возникают трудности конструирования измерительных цепей, которые связаны с наводками через паразитные емкости. Измерительные цепи между преобразователем емкость/цифра и электродами сенсора имели минимальную длину и были изолированы от общего экрана, за счет чего паразитная емкость на экран составляла сотые доли пикофарады. Это обеспечивает наилучшую экранировку от внешних помех по эфиру и паразитную емкость. Однако паразитная емкость C_k , параллельно подключенная к сенсору, составила величину около 1.4 пФ. Основной вклад в C_k был за счет проходных изоляторов. Погрешность, вносимая паразитной емкостью C_k , создает ошибку в соответствии с формулой:

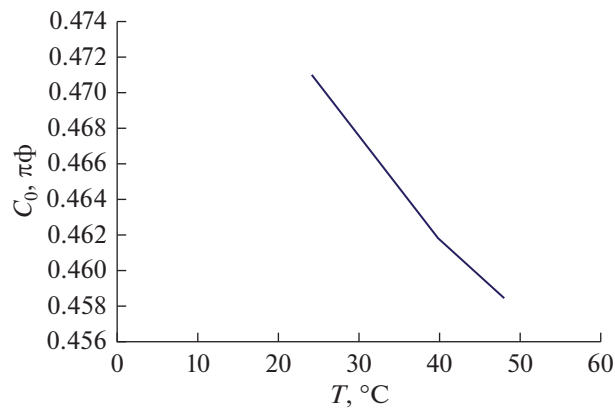


Рис. 9. Кривая зависимости изменений емкости C_0 от температуры из-за паразитной емкости C_k при неизменном давлении.

$$x = DC_0/C_0 - DC_0/(C_0 + C_k).$$

Величина и стабильность паразитной емкости C_k определяет конечную точность измерения давления. К сожалению, дальнейшие испытания показали высокую температурную зависимость C_k больше, чем расчетная величина. И она составила около 0.0004 пФ/К. Поэтому в измерительные цепи был установлен температурный датчик, который дает знание температуры с точностью не хуже 0.05 К. На рис. 9 показано изменение емкости C_0 в диапазоне от 20 до 50 К из-за паразитной емкости:

Чувствительность сенсора на уровне шумов составила около 0.2 мкбар.

Суммарная абсолютная погрешность измерения давления определялась на основе следующих погрешностей:

$$\delta_{\text{абс}} = \delta_{\text{врем}} + \delta_{\text{кал}} + \delta_{\text{изм}} + \delta_{\text{напор}},$$

где $\delta_{\text{врем}}$ — ошибка, связанная с временным старением материалов; $\delta_{\text{кал}}$ — ошибка калибровки; $\delta_{\text{изм}}$ — ошибка, связанная с преобразованием; $\delta_{\text{напор}}$ —

ошибка из-за возникновения скоростного напора набегающего потока.

Последняя погрешность возникает только во время спуска аппарата, а при работе на поверхности она равна нулю. Погрешность $\delta_{\text{напор}}$ появляется в связи с тем, что спускаемый аппарат движется с большой скоростью в атмосфере с переменным углом атаки. Возникает ошибка, которая значима, поэтому требуется знание угла атаки в набегающем потоке во время спуска для ее коррекции. Угол атаки определяется с помощью вспомогательных датчиков угловой скорости. Оценка величины погрешности, вызванной скоростным напором, проводится по формуле:

$$P = C_x \frac{\rho(v \cos \alpha)^2}{2},$$

где α — угол атаки заборной трубы к вектору набегающего потока газа; ρ — плотность набегающего потока газа; v — скорость спускаемого аппарата; C_x — коэффициент аэродинамического сопротивления, который для нашего случая близок к 1.

Скорость определяется интегрированием полученных значений ускорения при торможении в атмосфере. Максимальное значение погрешности на измеряемое давление в этом случае не превысит 0.06%.

В табл. 4 приведены основные параметры датчика давления инфразвуковых волн, разработанного на основе мембраны.

Прибор устанавливается на термически стабилизируемую панель посадочного аппарата. На рис. 10 представлена трехмерная конструкция сенсора мембранного типа.

Датчик устанавливается в блок (см. рис. 11). Заборная труба выводится в набегающий поток. Структурная схема прибора представлена на рис. 12.

Для измерения столь малых величин используется специальная схема измерения малых емкостей. Сенсор подключен к 24-битному преобра-

Таблица 4. Основные характеристики датчика давления инфразвуковых волн

Наименование параметра	Значение
Диапазон измерений, мБар	От 0 до 12
Чувствительность, мБар	10^{-4}
Рабочая полоса, Гц	15
Частота обновления информации, Гц	10
Интерфейс связи	PSI
Габариты, мм	$\varnothing 60 \times 35$
Энергопотребление, Вт	0.2
Температурный диапазон работы, °C	От минус 40 до плюс 50
Масса, г	105

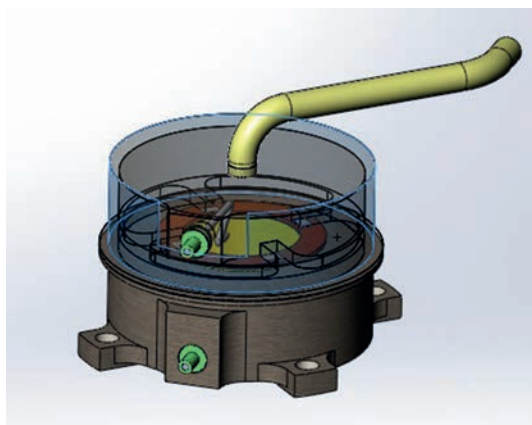


Рис. 10. Чувствительный элемент сенсора давления.



Рис. 11. Внешний вид блока датчика давления.

зователю емкости в цифровой код фирмы Analog Devices AD7746.

Выходные сигналы по шине I²C поступают в микроконтроллер ARM Texas Instruments TMS5703137CGWTQEP, работающий на тактовой

частоте 180 МГц с низким напряжением питания. 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

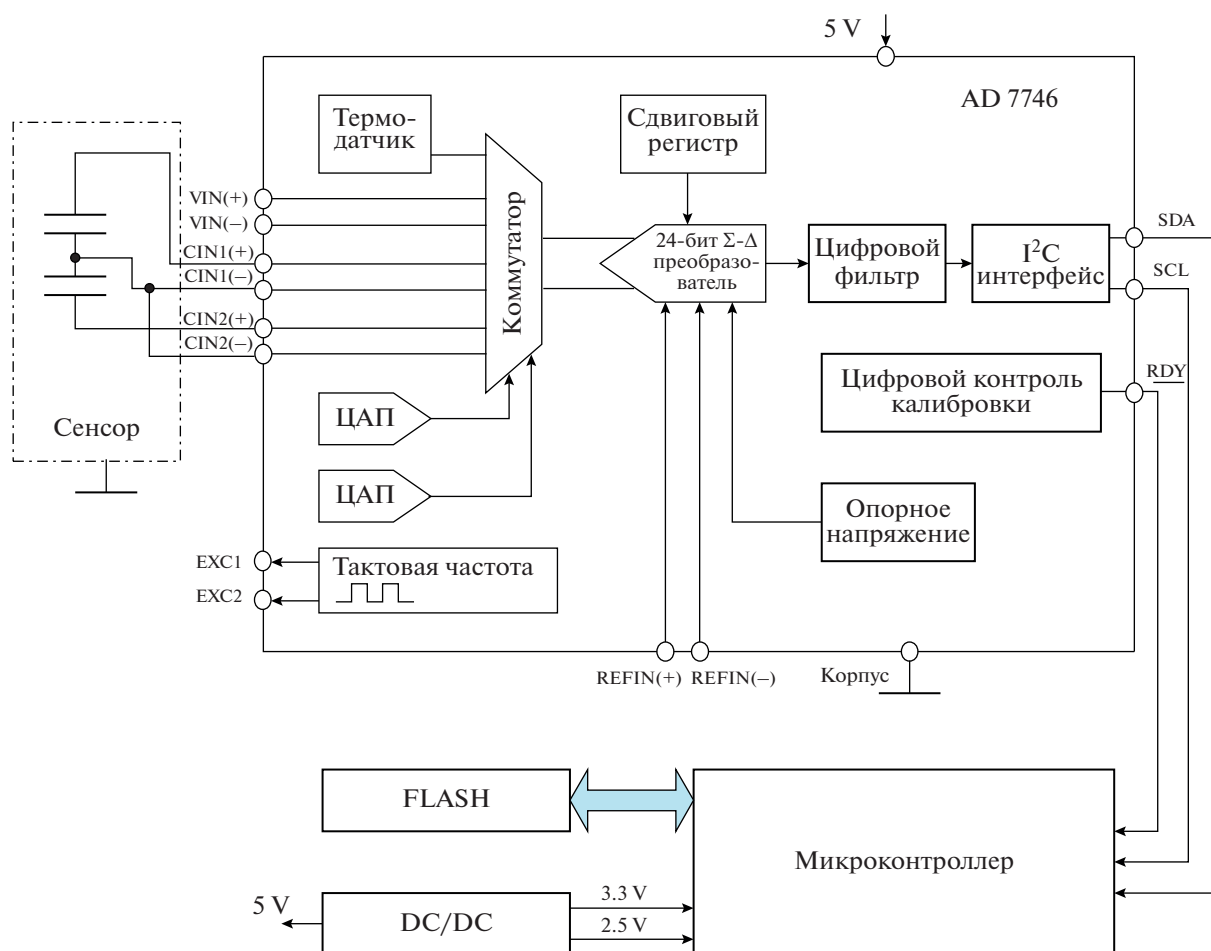


Рис. 12. Структурная схема датчика давления.

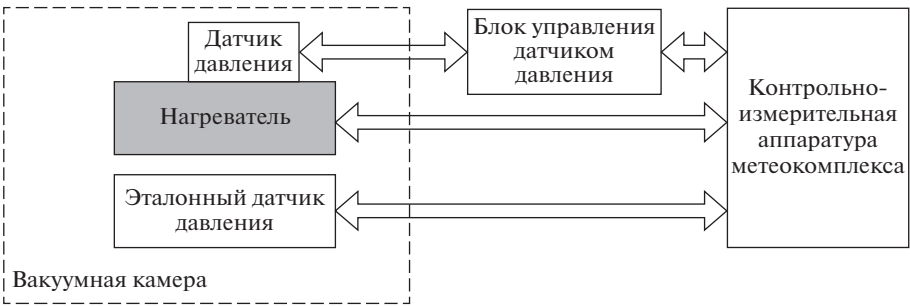


Рис. 13. Структурная схема стенда калибровки датчика давления.

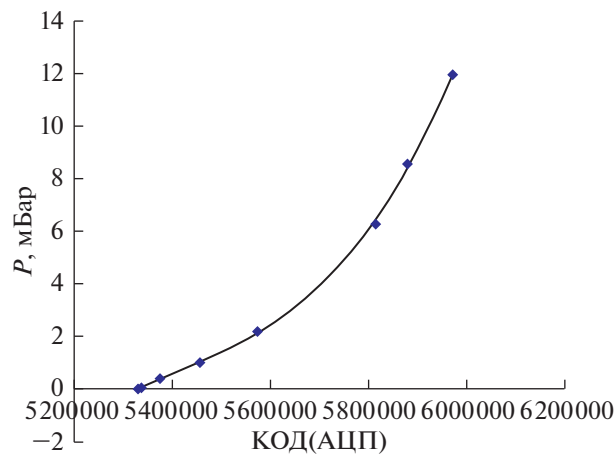


Рис. 14. График зависимости цифрового кода КОД аналогового цифрового преобразователя АЦП от давления P при температуре 20°C.

3.3 В и для питания собственно контроллера используется стабилизатор напряжения 1.2 В. При снижении тактовой частоты потребление питания может быть снижено. Универсальный последовательный порт SPI, встроенный в микроконтроллер, используется для связи его с преобразователем сенсора. Частота преобразования и передачи сигнала от 24-битного преобразователя AD7746 устанавливается микроконтроллером в диапазоне от 10 до 90 Гц. Микроконтроллер формирует частоту и циклограмму опроса сенсора и

обрабатывает информацию. В потоке информации передаются сведения о давлении, температуре, напряжении питания и опорном сигнале. Все эти параметры необходимы для коррекции температурной зависимости сенсора и схемы измерения.

КАЛИБРОВКА ПРИБОРА

Калибровка датчика давления проводилась на стенде, блок-схема которого представлена на рис. 13.

Сравнение полученных значений давления эталонного и тестируемого датчиков проводилось во всем диапазоне давлений от 0 до 12 мБар для нескольких фиксированных значений при различных температурах. При каждом фиксированном значении давления измерение повторялось более 1000 раз для статистической обработки сигнала. Пример зависимости приведен на рис. 14. После определялось среднее значение и разброс. Определялась разность между эталонным датчиком и испытуемым. Полученные значения по диапазону, точности и чувствительности измерений сведены в табл. 5.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Метеорологические инструменты, созданные для миссии ЭкзоМарс-2022, прошли все необходимые тестовые испытания в рамках проекта, которые подтвердили их высокие характеристики

Таблица 5. Параметры точности и чувствительности прибора

Параметр	Датчик	Диапазон, мБар	Точность, мкбар	Чувствительность, мкбар
Давление	Требования ТЗ	От 5 до 12	2	0.1
	$P1$	От 0 до 12	1.6	0.07
	Эталонный	От 0 до 120	2	0.1

на всех этапах испытаний. Несмотря на то, что миссия остановлена, созданные инструменты могут быть использованы в других проектах по исследованию Марса и, частично, Земли и Венеры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Дадаян Ю.А. Методическое пособие к выполнению курсового проекта “Датчик давления”. М.: РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина, 2008. Р. 1–29.
- Лантратов К. АМС “Марс-8” // Новости космонавтики. 1996. Т. 6. № 22–23. Р. 137–138.
- Мороз В.И., Изаков М.Н., Линкин В.М. Инженерная модель атмосферы Марса: (Вариант МА-87) // Препр. 1449. М.: ИКИ, 1988. 64 с.
- Banfield D., Rodriguez-Manfredi J., Russell C., Rowe K.M., Leneman D., Lai H.R., Cruce P.R., Means J.D., Johnson C.L., Mittelholz A., Joy S.P., Chi P.J., Mikellides I.G., Carpenter S., Navarro S., Sebastian E., Gomez-Elvira J., Torres J., Mora L., Peinado V., Lepinette A., The TWINS Team Hurst K., Lognonné P., Smrekar S.E., Banerdt W.B. In-Sight Auxiliary Payload Sensor Suite (APSS) // Space Sci. Rev. 2019. V. 215. id. 4.
<https://doi.org/10.1007/s11214-018-0570-x>.
- 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. Meteorolog. 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)
- Davy R., Davis J.A., Taylor P.A., Lange C.F., Weng W., Whiteway J., Gunnlaugson H.P. Initial analysis of air temperature and related data from the Phoenix MET station and their use in estimating turbulent heat fluxes // J. Geophys. Res. 2010. V. 115. Iss 3 id E00E13.
<https://doi.org/10.1029/2009JE003444>
- Ellehoj M.D., Gunnlaugsson H.P., Taylor P.A., Kahanpää H., Bean K.M., Cantor B.A., Gheynani B.T., Drube L., Fisher D., Harri A.-M., Holstein-Rathlou C., Lemmon M.T., Madsen M.B., Malin M.C., Polkko J., Smith P.H., Tamppari L.K., Weng W., Whiteway J. Convective vortices and dust devils at the Phoenix Mars mission landing site // JGR: Planets. 2010. V. 115. Iss 4. id E00E16.
<https://doi.org/10.1029/2009JE003413>.
- Gómez-Elvira J., Armies C., Carrasco I., Genzer M., Gómez F., Haberle R., Hamilton V., Harri A., Kahanpää H., Kempainen O., Lepinette A., Javier Martín Soler, Martín-Torres J., Martínez-Frías J., Mischna M., Mora L., Navarro S., Newman C., Pablo M., Peinado V., Polkko J., Rafkin S., Ramos M., Renno N., Richardson M., Rodríguez-Manfredi J., Romeral Planelló Julio J., Sebastián E., Torre Juárez M., Torres J., Urqui R., Vasavada A., Verdasca J., Zorzano M. Curiosity's rover environmental monitoring station: Overview of the first 100 sols // JGR: Planets. 2014. V. 119. Iss. 7. P. 1680–1688.
<https://doi.org/10.1002/2013JE004576>
- Haberle R.M., Gómez-Elvira J., de la Torre Juárez M., Harri A.-M., Hollingsworth J.L., Kahanpää H., Kahre M.A., Lemmon M., Martín-Torres F.J., Mischna M., Moores J.E., Newman C., Rafkin S., Renno N., Richardson M.I., Rodríguez-Manfredi J.A., Vasavada A.R., Zorzano-Mier M.-P., REMS/MSL Science Teams Preliminary interpretation of the REMS pressure data from the first 100 sols of the MSL mission // JGR: Planets. 2014. V. 119. Iss. 3. P. 440–453.
<https://doi.org/10.1002/2013JE004488>.
- Haberle R.M., Catling D.C., Carr M.H., Zahnle K.J. The Atmosphere and Climate of Mars. Cambridge Univ. Press, 2017. P. 497–525.
<https://doi.org/10.1017/9781139060172>.
- Harri A.-M., Genzer M., Kempainen O., Kahanpää H., Gomez-Elvira J., Rodriguez-Manfredi J.A., Haberle R., Polkko J., Schmidt W., Savijärvi H., Kauhanen J., Atlaskin E., Richardson M., Siili T., Paton M., de la Torre Juárez M., Newman C., Rafkin S., Lemmon M.T., Mischna M., Merikallio S., Haukka H., Martín-Torres J., Zorzano M.-P., Peinado V., Urqui R., Lapinette A., Scodary A., Mäkinen T., Vazquez L., Renno N., REMS/MSL Science Team Pressure observations by the Curiosity rover: Initial results // JGR: Planets. 2014. V. 119. Iss. 1. P. 82–92.
<https://doi.org/10.1002/2013JE004423>.
- Harri A.-M., Pichkadze K., Zeleny L., Vazquez L., Schmidt W., Alexashkin S., Korablev O., Guerrero H., Heilimo J., Uspensky M., Finchenko V., Linkin V., Arruego I., Genzer M., Lipatov A., Polkko J., Paton M., Savijärvi H., Haukka H., Siili T., Khovanskov V., Ostesko B., Poroshin A., Michelena-Diaz M., Siikonen T., Palin M., Vorontsov V., Polyakov A., Valero F., Kempainen O., Leinonen J., and Romero P. The MetNet vehicle: a lander to deploy environmental stations for local and global investigations of Mars // Geosci. Instrumentation Methods and Data Systems Discuss. 2017. V. 6. № 1. P. 103–124.
<https://doi.org/10.5194/gi-2016-19>
- Kremnev R.S., Linkin V.M., Lipatov A.N., Pichkadze K.M., Shurupov A.A., Terterashvili A.V., Bakitko R.V., Blamont J.E., Malique C., Ragent B., Preston R.A., Elson L.S., Crisp D. VEGA Balloon System and Instrumentation // Science 1986. V. 231. Iss. 4744 P. 1408–1411.
<https://doi.org/10.1126/science.231.4744.1408>
- Linkin V.M., Kerzhanovich V.V., Lipatov A.N., Shurupov A.A., Seiff A., Ragent B., Young R., Ingersoll A., Crisp D., Elson A., Preston R., Blamont J. Thermal Structure of Venus atmosphere in the Middle Cloud Layer // Science 1986. V. 231. Iss. 4744. P. 1420–1422.
<https://doi.org/10.1126/science.231.4744.1420>
- Martinez G.M., Newman C.N., De Vicente-Retortillo A., Fischer E., Renno N.O., Richardson M.I., Fairén A.G., Genzer M., Guzewich S.D., Haberle R.M., Harri A.-M., Kempainen O., Lemmon M.T., Smith M.D., de la Torre Juárez M., Vasavada A.R. The modern near-surface Martian climate: A review of in-situ meteorological data from Viking to Curiosity // Space Sci. Rev. 2017. V. 212. Iss. 1–2. P. 295–338.
<https://doi.org/10.1007/s11214-017-0360-x>
- Murphy J.R., Nelli S. Pathfinder convective vortices: Frequency of occurrence // Geophys. Res. Lett. 2002. V. 29. Iss. 23. P. 18–1–18–4.
<https://doi.org/10.1029/2002GL015214>.

- Read P., Lewis S.* The Martian Climate Revisited: Atmosphere and Environment of a Desert Planet. Berlin, Heidelberg, New York: Springer, 2004. 326 p.
<https://doi.org/10.5860/choice.42-0920>.
- 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. Iss. 5344. P. 1752–1758.
<https://doi.org/10.1126/science.278.5344.1752>
- Sutton J., Leovy C., Tillman J.* Diurnal variations of the Martian surface layer meteorological parameters during the first 45 sols at two Viking lander sites // *J. Atmos. Sci.* 1978. V. 35. P. 2346–2355.
[https://doi.org/10.1175/1520-0469\(1978\)035<2346:DVOTMS>2.0.CO;2](https://doi.org/10.1175/1520-0469(1978)035<2346:DVOTMS>2.0.CO;2).
- Taylor P., Catling D., Daly M., Dickinson C., Gunnlaugsson H.P., Harri Ari-Matti and Lange C.* Temperature, pressure, and wind instrumentation in the Phoenix meteorological package // *J. Geophys. Res.* 2008. V. 113. E00A10,
<https://doi.org/10.1029/2007JE003015>
- Tillman J.E., Henry R.M., Hess S.L.* Frontal systems during passage of the Martian north polar hood over the Viking Lander 2 site prior to the first 1977 dust storm // *J. Geophys. Res.* 1979. V. 84. P. 2947–2955.
<https://doi.org/10.1029/JB084iB06p02947>