

**ФИЗИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ЭКОЛОГИИ,
МЕДИЦИНЫ, БИОЛОГИИ**

УДК 536.21, 536.242

**ТЕПЛОПРОНИЦАЕМОСТЬ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ
ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ В АТМОСФЕРЕ МАРСА**

© 2023 г. Н. П. Семена^{а,*}, Ю. С. Доброленский^{а,**}, Д. В. Сербинов^{а,***},
Н. А. Вязоветский^а, Ф. Г. Мартынович^а

*^аИнститут космических исследований Российской академии наук,
Россия, 117997, Москва, ул. Профсоюзная, 84/32*

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

***e-mail: dobrolenskiy@cosmos.ru*

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

Поступила в редакцию 03.03.2023 г.

После доработки 30.06.2023 г.

Принята к публикации 08.07.2023 г.

Представлены результаты эксперимента по измерению теплопроницаемости типовой экранно-вакуумной теплоизоляции в вакууме и в условиях, имитирующих марсианскую атмосферу. Измерения показали, что данная теплопроницаемость увеличивается приблизительно на одну треть при перемещении экранно-вакуумной теплоизоляции из вакуума в марсианскую атмосферу. Полученные результаты дают возможность корректно определить мощность нагрева покрытых экранно-вакуумной теплоизоляцией приборов на поверхности Марса и тем самым использовать типовую экранно-вакуумную теплоизоляцию для этих приборов и на этапе перелета, и при работе на поверхности Марса. Объектом исследования являлся покрытый экранно-вакуумной теплоизоляцией прибор ИСЕМ, который входил в состав научной аппаратуры несостоявшейся миссии "ЕхоMars-2022".

1. ВВЕДЕНИЕ

В российской космической программе Марс всегда рассматривался в качестве одного из наиболее приоритетных объектов космических исследований. Одновременно с этим стоит отметить, что отечественная марсианская программа была наименее успешной из всех космических научных программ со времен Советского Союза. Поэтому для будущих российских марсианских миссий необходим тщательный анализ всех

проблемных вопросов сохранения приборов при перелете от Земли к Марсу и их функционирования на марсианской поверхности.

В данной статье рассматривается один из таких вопросов, связанный с использованием экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) для обеспечения допустимого теплового режима прибора на всем жизненном цикле как на этапе перелета (в условиях открытого космоса), так и при работе на поверхности Марса (в условиях марсианской атмосферы). Проблематика данного вопроса заключается в том, что теплопроницаемость ЭВТИ хорошо измерена в условиях вакуума, но практически не известна при функционировании в условиях марсианской атмосферы. Таким образом, при использовании ЭВТИ для прибора, находящегося снаружи посадочного модуля на поверхности Марса, возникают вопросы по теплотерям, а значит, по мощности его нагрева в холодной (до -120 °С) атмосфере Марса. Замена ЭВТИ на монолитную теплоизоляцию приводит к еще большим проблемам, поскольку, в отличие от ЭВТИ, монолитная теплоизоляция используется в космосе значительно реже. Стандартных решений по ней не существует, что приводит к необходимости гораздо большего объема наземных испытаний по подтверждению стойкости такой изоляции к внешним воздействующим факторам космического пространства в течение длительного перелета от Земли к Марсу.

Актуальность и значимость рассматриваемого вопроса подтверждается зарубежными исследованиями по данному направлению [1].

Математическое моделирование для решения вопроса теплопроницаемости ЭВТИ сильно затруднено, поскольку теплообмен в ЭВТИ чрезвычайно сложен. В условиях вакуума он представляет собой комбинацию радиационного теплообмена между слоями ЭВТИ и кондуктивного теплообмена по возникающим в результате соприкосновения слоев изоляции тепловым мостам. Он зависит не только от количества и характеристик слоев ЭВТИ, но и от формы и габаритов теплоизолируемого объекта, натяжения слоев изоляции, количества стыковочных швов и т.д. Удельная эффективная теплопроницаемость одного и того же типа ЭВТИ может различаться в десятки раз при установке на разные приборы. Расчет ее чрезвычайно затруднен. Есть только рекомендации для приблизительных оценок. Очевидно, что добавление конвекции в этот теплообмен делает его еще более сложным.

То, что даже в вакууме любую математическую модель теплопроницаемости ЭВТИ нельзя считать сколько-нибудь достоверной без экспериментальной проверки, подтверждает и многолетний опыт использования ЭВТИ на космических аппаратах. Поэтому в рамках представленной работы вопрос изменения теплопроницаемости ЭВТИ

при перемещении ее из вакуума в марсианскую атмосферу был исследован экспериментально. Исходными данными для исследования служили результаты наземного эксперимента с оптическим блоком прибора ИСЕМ (ISEM – Infrared Spectrometer for ExoMars [2, 3]). Данный прибор должен был функционировать на мачте марсохода в составе комплекса научной аппаратуры не состоявшегося российско-европейского космического эксперимента “ЭкзоМарс-2022”.

2. ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

Прибор ИСЕМ представляет собой спектрометр ближнего инфракрасного диапазона (1.1–3.4 мкм) для анализа минералогического состава поверхности Марса. Оптический блок прибора устанавливается на мачте марсохода (см. рис. 1) и регистрирует отраженное от поверхности солнечное излучение в указанном спектральном диапазоне.

Рис. 1

По характерным особенностям полученного спектра определяется минералогический состав грунта, в том числе степень его гидратации. Основной проблемой с точки зрения теплового режима прибора является именно установка на мачте вдали от находящихся на марсоходе источников тепла. Поэтому диапазон температур окружающей среды и, соответственно, посадочных мест прибора чрезвычайно широк: от +20 °С до –120 °С.

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Эксперимент был проведен в испытательной установке (рис. 2), включающей вакуумную камеру с системой вакуумирования и имитатор тепловых потоков (ИТП), подробно описанной в работе [4].

Рис. 2

Для проведения эксперимента вакуумная камера была дополнительно оснащена системой напуска CO₂ с перекрытием подачи при определенном давлении.

ИТП состоит из шести теплоизолированных друг от друга и от стенок вакуумной камеры тепловых панелей, а также посадочной плиты, охлаждаемых термоэлектрическими модулями. Данные панели и плита объединены в единую конструкцию. Изнутри тепловые панели покрыты черной эмалью ЭКОМ-2, имеющей степень черноты, близкую к единице.

На каждой тепловой панели и на посадочной плите установлены по два термоэлектрических модуля, прижимаемых к панелям и плите медными кронштейнами, поглощающими тепловой поток от тепловыделяющих поверхностей термоэлектрических модулей. Теплоотвод от этих кронштейнов осуществлялся посредством проходящей через

них проточной воды, подводимой через последовательно соединенные шланги и гермовводы в стенке вакуумной камеры. Такая система позволяет охлаждать панели и плиту до температуры около $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$.

4. ЗАДАЧИ И МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Целью представленного в статье эксперимента являлось измерение теплопроницаемости ЭВТИ прибора ИСЕМ в условиях, имитирующих космос, и в условиях, имитирующих марсианскую атмосферу. Результаты этих измерений позволили решить частную задачу по определению минимальной мощности нагрева прибора для обеспечения допустимого теплового режима на поверхности Марса.

Прежде всего, необходимо определить термин “теплопроницаемость ЭВТИ”. Поскольку теплообмен внутри ЭВТИ является комплексным сложным процессом, в качестве единого параметра ее теплопроницаемости всегда используется некая эффективная величина. В европейской и американской практике принято тепловые свойства ЭВТИ описывать эффективной степенью черноты теплообмена между слоями эквивалентной двухслойной изоляции [5]. В отечественной практике используется удельное кондуктивное тепловое сопротивление единицы площади ЭВТИ [6]. Достаточно очевидно, что при наличии дискуссионных вопросов, какой из параметров более адекватно описывает физику процесса, отечественный подход является более наглядным, позволяющим сразу оценить теплотери при известных площади и разнице температур снаружи и внутри изоляции. Поэтому вполне ожидаемо, что в процессе представленного в статье эксперимента определялось удельное тепловое сопротивление ЭВТИ – r (измеряемое в $\text{K}/\text{Вт}\cdot\text{м}^2$).

Качественно эксперимент состоял в следующем. Объект исследования (прибор с установленными теплоизоляцией и датчиками температуры) помещался на малотеплопроводном подвесе внутри экспериментальной установки (см. рис. 3).

Рис. 3

Воздух внутри установки откачивался до давления 0.5 мм рт. ст. Панели окружающего объект имитатора тепловых потоков охлаждались до $-22\dots-30\text{ }^{\circ}\text{C}$. Внутри объекта генерировался тепловой поток 1.5 Вт . Осуществлялась выдержка до достижения объектом стационарного теплового режима. Тепловое сопротивление фрагментов ЭВТИ определялось по разности температур внутренней и внешней поверхностей и по значению теплового потока, проходящего между ними.

Далее такая же процедура была проведена при создании внутри экспериментальной установки газовой среды CO_2 с давлением 5 мм рт. ст. , имитирующей атмосферу Марса.

Из-за ограничений экспериментальной установки данный эксперимент являлся модельным. Имелись два основных отличия эксперимента от натуральных условий. Во-первых, разный уровень вакуума при имитации нахождения прибора в космосе. Давление в экспериментальной установке было 0.5 мм рт. ст., а остаточное давление вокруг космического аппарата в космосе не превышает 10^{-4} мм рт. ст. Во-вторых, температура панелей имитатора тепловых потоков ($-22\dots-30$ °С) не соответствует ни радиационной температуре космического пространства (примерно 4 К), ни минимальной температуре на поверхности Марса (примерно -120 °С).

Однако, как показано ниже, для целей эксперимента несоответствие параметров эксперимента натурным не столь существенно.

По вопросу несоответствия давлений можно воспользоваться произведением критериев Грасгофа (Gr) и Прандтля (Pr), которое показывает влияние конвекции на теплообмен. Для условий эксперимента, в процессе которого стенки прибора с характерным размером 0.1 м имели среднюю температуру 267 К при окружающем давлении воздуха 0.5 мм рт. ст., произведение $Gr \cdot Pr$, рассчитанное по данным работ [7, 8], составило 0.975. С учетом того, что согласно работе [9] при $Gr \cdot Pr < 10^3$ влияние конвекции на теплообмен незначительно, можно заключить, что результаты проведенного при давлении воздуха 0.5 мм рт. ст. эксперимента можно распространить на условия космического вакуума.

Что касается несоответствия натуральных и имитируемых в процессе эксперимента температур окружающего пространства, то опыт использования ЭВТИ показывает, что ее эффективная теплопроницаемость слабо зависит от перепада температуры между внутренней и внешней поверхностями. Поэтому полученные результаты можно использовать и для температурных условий космоса, и марсианской атмосферы.

5. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТА И ИХ ОБРАБОТКА

Рис. 4

На приборе было установлено 7 температурных датчиков (см. рис. 4): датчик 1 – на внутренней тепловыделяющей плате, датчик 2 – на крышке, датчик 3 – на основании; датчик 4 – на объективе, датчики 5, 6, 7 – на внешней поверхности ЭВТИ соответственно на крышке, на основании и на боковой поверхности.

Модель обработки результатов эксперимента основана на узловом математическом методе, рассматривающем любой объект как набор изотермических теплоемкостных узлов, каждый из которых имеет радиационный и конвекционный интерфейсы с окружающей средой и набор кондуктивных и радиационных тепловых связей с другими

тепловыми узлами [10]. В данной модели тепловые узлы соответствуют элементам прибора, на которых установлены датчики температуры, а их номера соответствуют номерам этих датчиков (см. рис. 4). Кроме того, в модель был введен распределенный узел, на котором отсутствует датчик, – четыре титановые опоры прибора (узел δ), поскольку данные опоры участвуют в теплообмене прибора с окружающими панелями имитатора тепловых потоков.

Рис. 5

Номера температурных датчиков, установленных на охлаждаемых панелях имитатора тепловых потоков, находятся в диапазоне с 9 по 15 (см. рис. 5) в соответствии со сквозной нумерацией всех датчиков, используемых в эксперименте.

Панели ИТП также включены в математическую модель обработки в качестве тепловых узлов с установленной постоянной температурой и бесконечным теплостоком.

Сводные результаты показаний датчиков, размещенных на приборе и на панелях ИТП в условиях вакуума и среды CO_2 , представлены на рис. 6.

Рис. 6

Внутри экспериментальной установки прибор был размещен основанием вверх, исходя из удобства закрепления. Поэтому фрагмент ЭВТИ, установленный на основании прибора, будет именоваться верхним фрагментом ЭВТИ, а фрагмент, покрывающий крышку, – нижним.

Очевидно, что тепловое сопротивление нижнего и верхнего фрагментов будет соответственно определяться следующими формулами:

$$R_{2-5}=(T_2-T_5)/Q_{2-5}, \quad R_{3-6}=(T_3-T_6)/Q_{3-6},$$

где R_{i-j} – тепловое сопротивление между i -м и j -м тепловыми узлами, T_i – температура i -го узла, Q_{i-j} – тепловой поток от i -го теплового узла к j -му.

Поскольку параметр удельного теплового сопротивления не привязан к ЭВТИ конкретного прибора, будем его определять как общую характеристику ЭВТИ – удельные тепловые сопротивления горизонтальной ЭВТИ, ориентированной вниз и вверх. Они соответственно будут задаваться следующими формулами:

$$r_{\text{ЭВТИгн}}=R_{2-5}/F_5, \quad r_{\text{ЭВТИгв}}=R_{3-6}/F_6,$$

где F_5, F_6 – площади поверхности нижнего и верхнего фрагментов ЭВТИ.

Для обработки экспериментальных данных необходимо определить доли от генерируемого внутри прибора теплового потока ($Q_l=1.5$ Вт), которые идут через нижний (Q_{2-5}) и верхний (Q_{3-6}) фрагменты ЭВТИ.

В условиях теплообмена в вакууме в стационарном тепловом режиме данные тепловые потоки соответствуют суммарному радиационному теплообмену верхнего и нижнего фрагментов ЭВТИ с окружающими прибор охлажденными панелями ИТП. С учетом высокой степени черноты участвующих в теплообмене поверхностей и малых

размеров прибора по сравнению с панелями ИТП можно пренебречь взаимной видимостью любых двух узлов тепловой модели через третий. Тогда выражения для искомых тепловых потоков будут иметь следующий вид:

$$Q_{2-5} = \sigma F_5 \sum_{j=9}^{15} \frac{\varphi_{F5-Fj}}{1 + \varphi_{F5-Fj}(\varepsilon_5^{-1} - 1) + \varphi_{Fj-F5}(\varepsilon_j^{-1} - 1)} (T_5^4 - T_j^4),$$

$$Q_{3-6} = \sigma F_6 \sum_{j=9}^{15} \frac{\varphi_{F6-Fj}}{1 + \varphi_{F6-Fj}(\varepsilon_6^{-1} - 1) + \varphi_{Fj-F6}(\varepsilon_j^{-1} - 1)} (T_6^4 - T_j^4),$$

где σ – постоянная Стефана–Больцмана, φ_{F5-Fj} , φ_{F6-Fj} – угловые коэффициенты нижнего и верхнего фрагментов ЭВТИ по отношению к j -й панели ИТП, φ_{Fj-F5} , φ_{Fj-F6} – угловые коэффициенты j -й панели ИТП по отношению к нижнему и верхнему фрагментам ЭВТИ, ε_5 , ε_6 , ε_j – степени черноты внешней поверхности нижнего и верхнего фрагментов ЭВТИ и внутренней поверхности j -й панели ИТП, T_5 , T_6 , T_j – стационарные температуры внешней поверхности нижнего и верхнего фрагментов ЭВТИ и внутренней поверхности j -й панели ИТП.

Результат вычислений показал, что для обработки экспериментальных данных такую модель применять нельзя, так как при этом не выполняется ограничение

$$Q_{2-5} + Q_{3-6} < Q_1.$$

Полученный итог был вполне предсказуем, поскольку чрезвычайно редко экспериментальные данные соответствуют строгим аналитическим выражениям. Обычно для обработки эксперимента применяются системы с избыточным количеством уравнений и методы максимального правдоподобия. Дальнейший анализ показал, что самым недостоверным параметром в используемой модели является стационарная температура панелей ИТП T_j . Основной причиной этого является установка датчика температуры рядом с теплостоком (элементом Пельтье) в центре охлаждаемой панели. Это не дает возможности определить реальную эффективную радиационную температуру данной панели, которая будет явно выше измеренной, поскольку на обратную сторону панели действует излучение от теплой стенки вакуумной камеры, что приводит к возрастанию температуры от места установки датчика к границам панели.

Для учета этого фактора был введен параметр температурной невязки панелей ИТП ΔT , которая определяет разницу между измеренной температурой панели (T_j) и ее эффективной радиационной температурой (T'_j).

Поскольку во всех панелях датчик установлен рядом с теплостоком, а также все они близки по размерам и находятся в одинаковых окружающих тепловых условиях, логично предположить, что данная температурная невязка будет одной и той же для всех панелей.

Далее была составлена схема теплообмена, включающая минимально необходимый набор параметров для формирования математической модели, позволяющей определить и температурную невязку ΔT , и искомые тепловые потоки Q_{2-5} , Q_{3-6} .

Данная схема для эксперимента, проводимого в условиях вакуума, представлена на рис. 7.

Рис. .

Система уравнений, описывающая эту схему, имеет вид

$$\sum_{i=4}^8 Q_{1-i} = Q_1,$$

$$Q_{1-i} > 0 \text{ при } i=4, \dots, 7,$$

$$Q_{1-i} = \sigma F_i \sum_{j=9}^{15} \frac{\varphi_{Fi-Fj}}{1 + \varphi_{Fi-Fj}(\varepsilon_i^{-1} - 1) + \varphi_{Fj-Fi}(\varepsilon_j^{-1} - 1)} (T_i^4 - (T_j + \Delta T_{\text{в}})^4) \text{ при } i=4, \dots, 8,$$

$$Q_{2-i} = Q_{1-i} \text{ при } i=5, 6,$$

где $Q_1 = 1.5$ Вт – тепловой поток, генерируемый в первом тепловом узле (во внутренних элементах прибора), Q_{1-i} – тепловой поток от первого к i -му узлу прибора, F_i – площадь поверхности i -го узла прибора, φ_{Fi-Fj} , φ_{Fj-Fi} – угловые коэффициенты внешней поверхности i -го узла прибора по отношению к внутренней поверхности j -й панели ИТП и j -й панели ИТП по отношению к внешней поверхности i -го узла, ε_i , ε_j – степени черноты внешней поверхности i -го узла прибора и внутренней поверхности j -й панели ИТП, T_i , T_j – стационарные температуры i -го узла прибора и внутренней поверхности j -й панели ИТП. Здесь и далее дополнительный индекс “в” показывает, что значения относятся к измерениям в вакууме.

Решение для температурной невязки $\Delta T_{\text{в}}$ ограничено с одной стороны суммарным тепловым потоком (первое уравнение системы), а с другой, – определенным направлением теплообмена (второе уравнение системы). Эти ограничения дают очень узкий диапазон решений.

На основании данной системы был получен следующий результат восстановления промежуточных параметров ЭВТИ ИСЕМ:

- температурная невязка $\Delta T_{\text{в}} \approx 8.85$ К,
- тепловые потоки $Q_{\text{в}1-4} \approx 0.15$ Вт, $Q_{\text{в}1-5} = Q_{\text{в}2-5} \approx 0.46$ Вт, $Q_{\text{в}1-6} = Q_{\text{в}2-6} \approx 0.32$ Вт, $Q_{\text{в}1-7} \approx 0.49$ Вт, $Q_{\text{в}1-8} \approx 0.08$ Вт,
- тепловые сопротивления $R_{\text{в}2-5} \approx 38.62$ К/Вт, $R_{\text{в}3-6} \approx 37.96$ К/Вт.

Значения промежуточных параметров позволили определить удельное тепловое сопротивление в вакууме двух горизонтальных фрагментов ЭВТИ – ориентированного вниз $r_{\text{ЭВТИвгн}} \approx 0.57$ К/Вт·м² и ориентированного вверх $r_{\text{ЭВТИвгв}} \approx 0.54$ К/Вт·м².

Для среды CO₂ подобная система уравнений изменится, поскольку в ней необходимо учесть конвективную составляющую теплообмена. Для измеренных и восстановленных параметров в условиях газовой среды введем дополнительный индекс

“а”. Очевидно, что температурная невязка при наличии конвекции будет отличаться от невязки в вакууме из-за более интенсивного теплообмена панелей со стенками камеры. Обозначим ее как ΔT_a .

Тогда с учетом предположения, что температура газовой среды внутри установки T_a соответствует средней температуре всех панелей ИТП, система уравнений примет вид

$$\sum_{i=4}^8 Q_{1-i} = Q_1, \quad Q_{1-i} > 0 \text{ при } i=4, \dots, 7,$$

$$Q_{1-i} = F_i \left(\sigma \sum_{j=9}^{15} \frac{\varphi_{Fi-Fj}}{1 + \varphi_{Fi-Fj}(\varepsilon_i^{-1} - 1) + \varphi_{Fj-Fi}(\varepsilon_j^{-1} - 1)} (T_i^4 - (T_j + \Delta T_a)^4) + \alpha_{Fi}(T_i - T_a) \right)$$

при $i=4, \dots, 8,$

$$T_a = \frac{\sum_{j=9}^{15} (T_j + \Delta T_a)}{7}, \quad Q_{2-i} = Q_{1-i} \text{ при } i=5, 6,$$

где α_{Fi} – коэффициент теплоотдачи поверхности i -го теплового узла окружающей газовой среде, T_a – температура газовой среды внутри установки.

Для решения данной системы необходимо знать коэффициент теплоотдачи в газовой среде горизонтальных поверхностей, направленных вниз (α_{F5}), вверх (α_{F6} , α_{F8}), а также вертикальных поверхностей (α_{F4} , α_{F7}).

Эти коэффициенты определяются по критерию Нуссельта Nu :

$$\alpha = Nu \cdot \lambda / L,$$

где λ – коэффициент теплопроводности, а L – характерный размер системы (длина стенки прибора).

Параметры CO_2 при давлении 5 мм рт. ст. приведены в табл. 1 [7, 8].

Табл. 1

Критерий Нуссельта при естественной конвекции рассчитывается из уравнения

$$Nu = C \cdot (Gr \cdot Pr)^n \cdot K.$$

Табл. 2

Коэффициенты C , K , n для разных положений стенок прибора приведены в табл. 2 [9].

Результаты расчета: $\alpha_{F5} \approx 0.21$ Вт/(м²·К), $\alpha_{F6} = \alpha_{F8} \approx 0.43$ Вт/(м²·К), $\alpha_{F4} = \alpha_{F7} \approx 0.41$ Вт/(м²·К).

Итогом обработки измерений в процессе эксперимента в среде CO_2 были следующие значения промежуточных параметров:

- температурная невязка $\Delta T_a \approx 10.4$ К,

- тепловые потоки $Q_{a1-4} \approx 0.08$ Вт, $Q_{a1-5} = Q_{a2-5} \approx 0.49$ Вт, $Q_{a1-6} = Q_{a2-6} \approx 0.2$ Вт, $Q_{a1-7} \approx 0.66$ Вт, $Q_{a1-8} < 0.01$ Вт,

- тепловые сопротивления $R_{a2-5} \approx 38.62$ К/Вт, $R_{a3-6} \approx 37.96$ К/Вт.

Искомое удельное тепловое сопротивление в вакууме составило для ориентированного вниз фрагмента ЭВТИ $r_{\text{ЭВТИавгн}} \approx 0.32$ К/Вт·м², для ориентированного вверх $r_{\text{ЭВТИавгв}} \approx 0.42$ К/Вт·м².

Достаточно характерен качественный анализ некоторых восстановленных данных, который показывает, что полученные независимо в разных условиях значения различных параметров взаимно согласованы.

Так, предсказуемо выявлено снижение удельного теплового сопротивления ЭВТИ в среде CO_2 по сравнению с вакуумом, объясняемое добавлением конвективной составляющей теплопереноса.

Этим же фактором объясняется более высокое значение температурной невязки в среде CO_2 по сравнению с ее величиной в вакууме. Причина – увеличенный в газовой среде перепад температуры от места теплостока в центре панелей ИТП к их краям из-за интенсификации теплообмена с теплой стенкой вакуумной камеры за счет добавления конвективной составляющей.

Полученные характеристики позволили решить прикладную задачу исследования по определению мощности нагрева прибора на поверхности Марса при минимальной температуре окружающей среды -120 °С. Для моделирования отсутствовали данные по температуре конструкции посадочных мест прибора на марсоходе. Был рассмотрен наихудший случай, при котором эта температура соответствует температуре атмосферы Марса. Оказалось, что значительное влияние на требуемую мощность нагрева оказывает низкий уровень теплоизолирующих свойств опор прибора. Поэтому расчет был проведен для двух случаев. В первом опоры прибора непосредственно контактируют с конструкцией марсохода. Во втором случае между прибором и марсоходом были установлены дополнительные тепловые развязки с тепловым сопротивлением 80 К/Вт.

Полученные зависимости температуры прибора от мощности нагрева на поверхности Марса показаны на рис. 8.

Рис. 8

Таким образом, для обеспечения нагрева прибора до минимально допустимой температуры -60 °С в самый холодный сезон на Марсе необходима тепловая мощность 6.1 Вт (при установке прибора непосредственно на конструкцию марсохода) и 3.7 Вт (при введении дополнительной тепловой развязки с тепловым сопротивлением 80 К/Вт между прибором и марсоходом).

Необходимо отметить, что эта мощность определена без учета вынужденной конвекции из-за ветра на Марсе.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С целью определения возможности использования традиционной ЭВТИ для приборов марсианских научных миссий одновременно и на этапе перелета, и на этапе функционирования на поверхности Марса был проведен эксперимент по определению

изменения теплопроницаемости ЭВТИ созданного для эксперимента "ЭкзоМарс-2022" прибора ИСЕМ при его перемещении из вакуума в марсианскую атмосферу.

Было установлено, что удельное тепловое сопротивление ЭВТИ данного прибора снижается в марсианской атмосфере по сравнению с таковым в вакууме приблизительно на одну треть (с 0.54...0.57 до 0.32...0.42 К/Вт·м²).

Полученный параметр теплопроницаемости ЭВТИ позволяет определить мощность нагрева научных приборов на поверхности Марса для обеспечения их минимально допустимой температуры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Herndler S., Ranzenberger C., Lapensée S.* // 46th International Conference on Environmental Systems ICES-2016-120 10-14 July 2016, Vienna, Austria.
2. *Korablev O.I., Dobrolenskiy Y.S., Evdokimova N.A., Fedorova A.A., Kuzmin R.O., Mantsevich S.N., Cloutis E.A., Carter J., Poulet F., Flahaut J., Griffiths A., Gunn M., Schmitz N., Martí'n-Torres J., Zorzano et al.* // *Astrobiology*. 2017. V. 17. № 6-7. P. 542. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1543>
3. *Dobrolenskiy Y.S., Mantsevich S.N., Evdokimova N.A., Korablev O.I., Fedorova A.A., Kalinnikov Y.K., Vyazovetskiy N.A., Titov A.Y., Stepanov A.V., Sapgir A.G., Dzyuban I.A., Kuzmin R.O., Ivanov Y.S., Syniavskiy I.I., Petrov V.A., et al.* // *Proc. of SPIE*. 2019. V. 11210. P. 112100F-1. <http://dx.doi.org/10.1117/12.2540203>
4. *Сербинов Д.В., Семена Н.П.* // 12-я конференция молодых ученых "Фундаментальные и прикладные космические исследования". Сборник трудов. Сер. Механика, управление и информатика / Под редакцией А.М. Садовского. Институт космических исследований Российской академии наук, 2015, С. 152.
5. *Finckenor M.M., Dooling D.* Multilayer Insulation Material Guidelines. NASA/TP-1999-209263.
6. *Баранчиков В.А., Басов А.А., Клочкова М.А.* // *Известия РАН. Энергетика*. 2019. № 2. С. 52.
7. *Бабичев А.П., Бабушкина Н.А., Братковский А.Н. и др.* Физические величины. Справочник / Под. ред. И.С. Григорьева, Е.З. Мейлихова. Москва: Энергоатомиздат. 1991.
8. *Розанов Л.Н.* Вакуумная техника. Москва: Высшая школа, 1990.
9. *Уонг Х.* Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров. Москва: Атомиздат, 1979.
10. *Семена Н.П.* // *Математическое моделирование и численные методы*. 2018. № 1. С. 55. DOI: 10.18698/2309-3684-2018-1-556

Таблица 1. Характеристики газовой среды CO₂ при проведении эксперимента

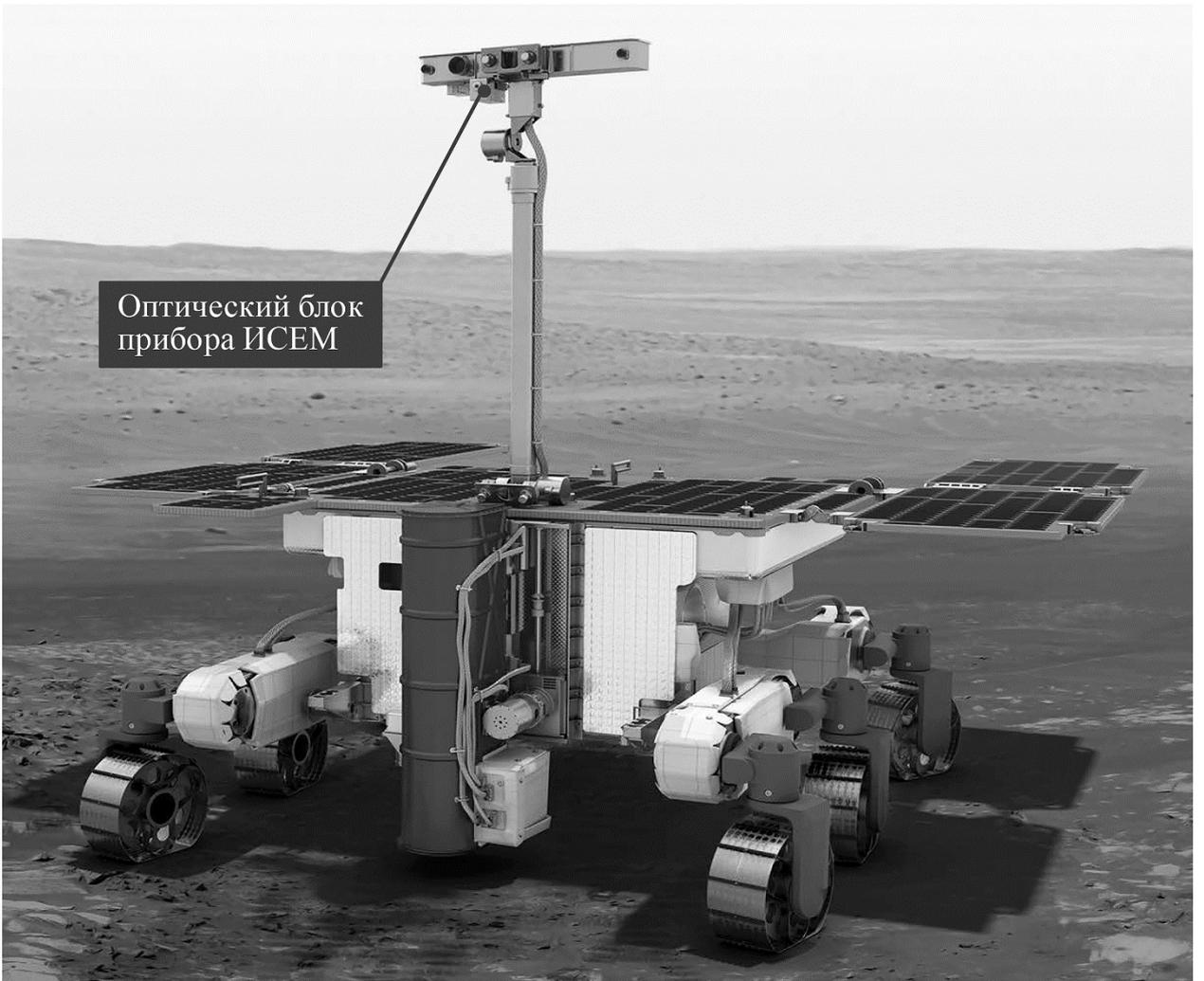
Плотность	$\rho = 0.02 \text{ кг/м}^3$
Динамическая вязкость	$\mu = 1247 \cdot 10^{-8} \text{ Па}\cdot\text{с}$
Коэффициент теплопроводности	$\lambda = 0.014486 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$
Удельная теплоемкость при $p = \text{const}$	$c_p = 831.2 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$
Температурный коэффициент объемного расширения	$\beta = 0.00495 \text{ К}^{-1}$

Таблица 2. Коэффициенты C , K , n

Положение стенки прибора	C	K	n
Вертикальная пластина	0.8	$\left(1 + \left(1 + \frac{1}{\sqrt{\text{Pr}}}\right)^2\right)^{-1/4}$	$\frac{1}{4}$
Горизонтальная пластина, теплоотдающая поверхность сверху	0.54	1	$\frac{1}{4}$
Горизонтальная пластина, теплоотдающая поверхность снизу	0.27	1	$\frac{1}{4}$

СПИСОК РИСУНКОВ

- Рис. 1.** Оптический блок прибора ИСЕМ на мачте марсохода.
- Рис. 2.** Экспериментальная установка.
- Рис. 3.** Объект эксперимента внутри экспериментальной установки.
- Рис. 4.** Места установки температурных датчиков на объекте эксперимента: прибор без ЭВТИ со снятой крышкой (**а**); прибор без ЭВТИ, вид сверху (**б**); прибор без ЭВТИ, вид снизу (**в**); прибор в ЭВТИ, вид сверху (**г**); прибор в ЭВТИ, вид снизу (**д**).
- Рис. 5.** Нумерация узлов математической модели обработки, соответствующих панелям ИТП.
- Рис. 6.** Показания датчиков температуры, установленных на приборе и ИТП: на приборе в вакууме (**а**), на приборе в среде CO₂ (**б**), на панелях ИТП в вакууме (**в**), на панелях ИТП в среде CO₂ (**г**).
- Рис. 7.** Схема теплообмена прибора и панелей ИТП.
- Рис. 8.** Зависимости температуры прибора от мощности нагрева на поверхности Марса: прибор крепится непосредственно к конструкции марсохода (сплошная кривая), прибор крепится к марсоходу через тепловые развязки с тепловым сопротивлением 80 К/Вт (штриховая кривая).



Оптический блок
прибора ИСЕМ

Рис. 1.

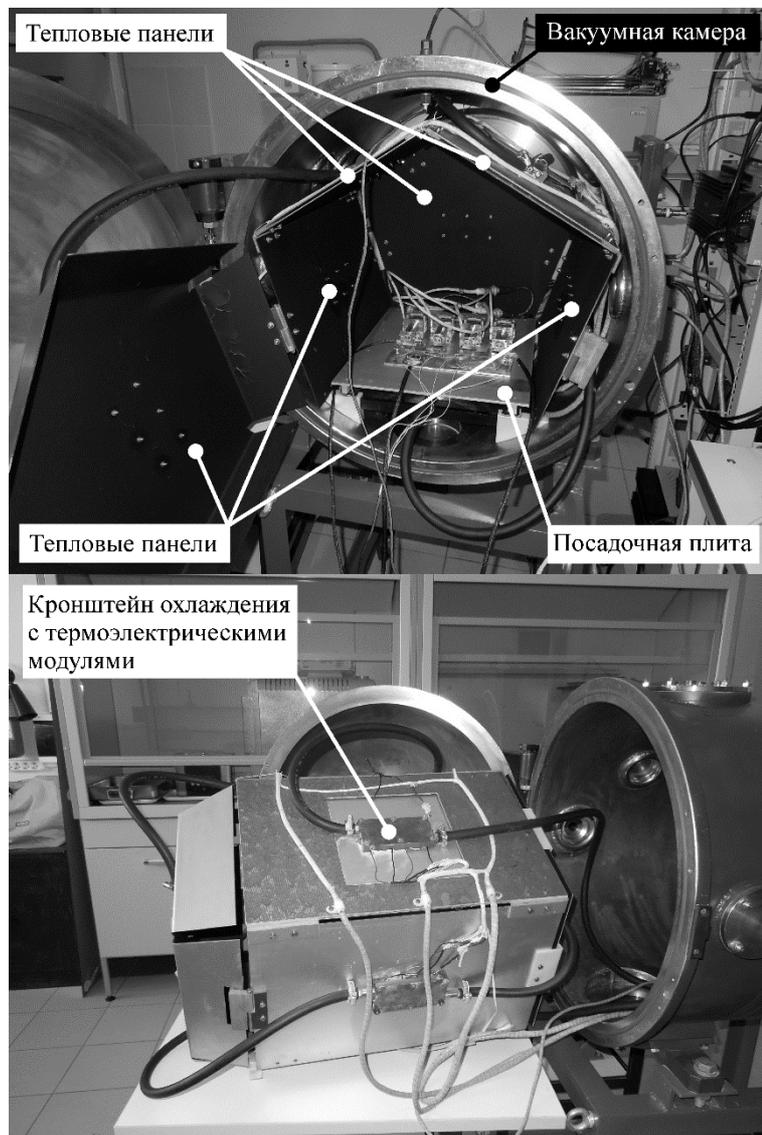


Рис. 2.

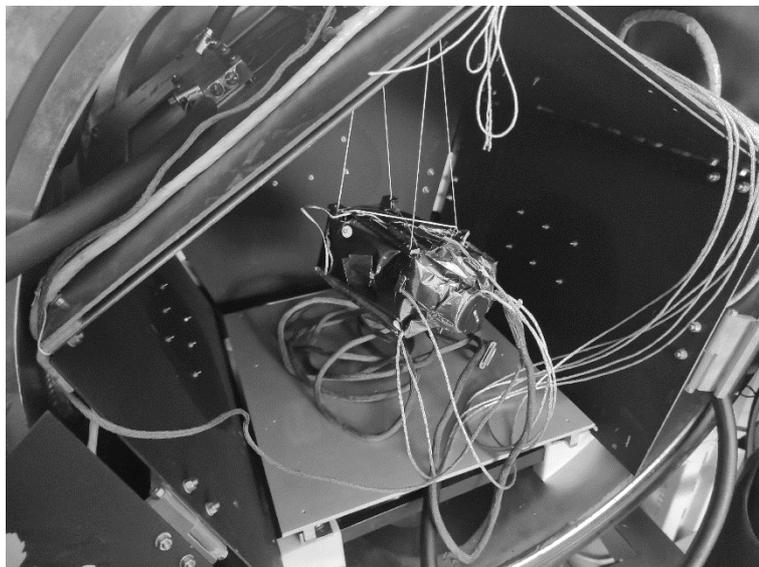
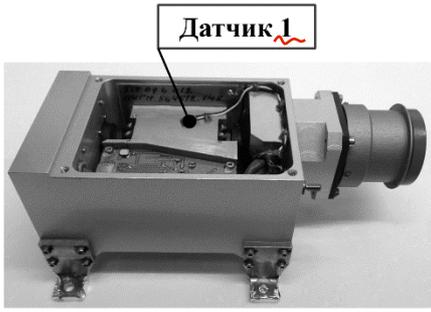
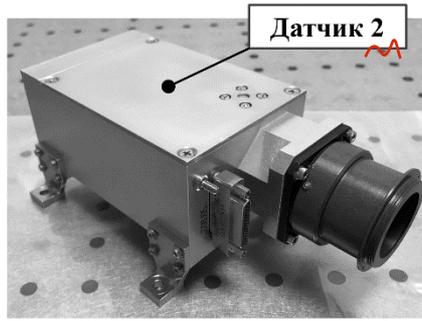


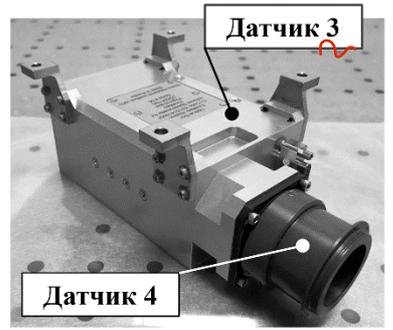
Рис. 3.



(а)

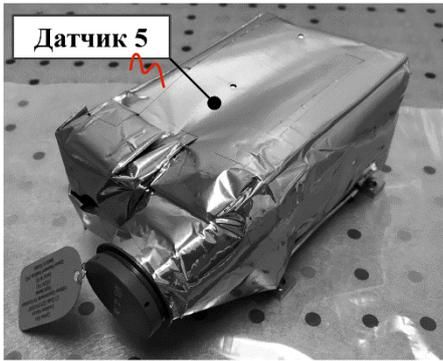


(б)

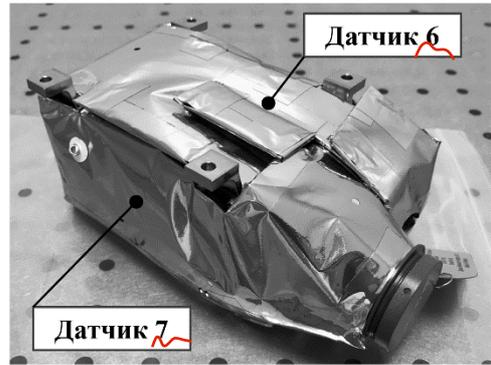


(в)

курсив



(г)



(д)

Рис. 4.

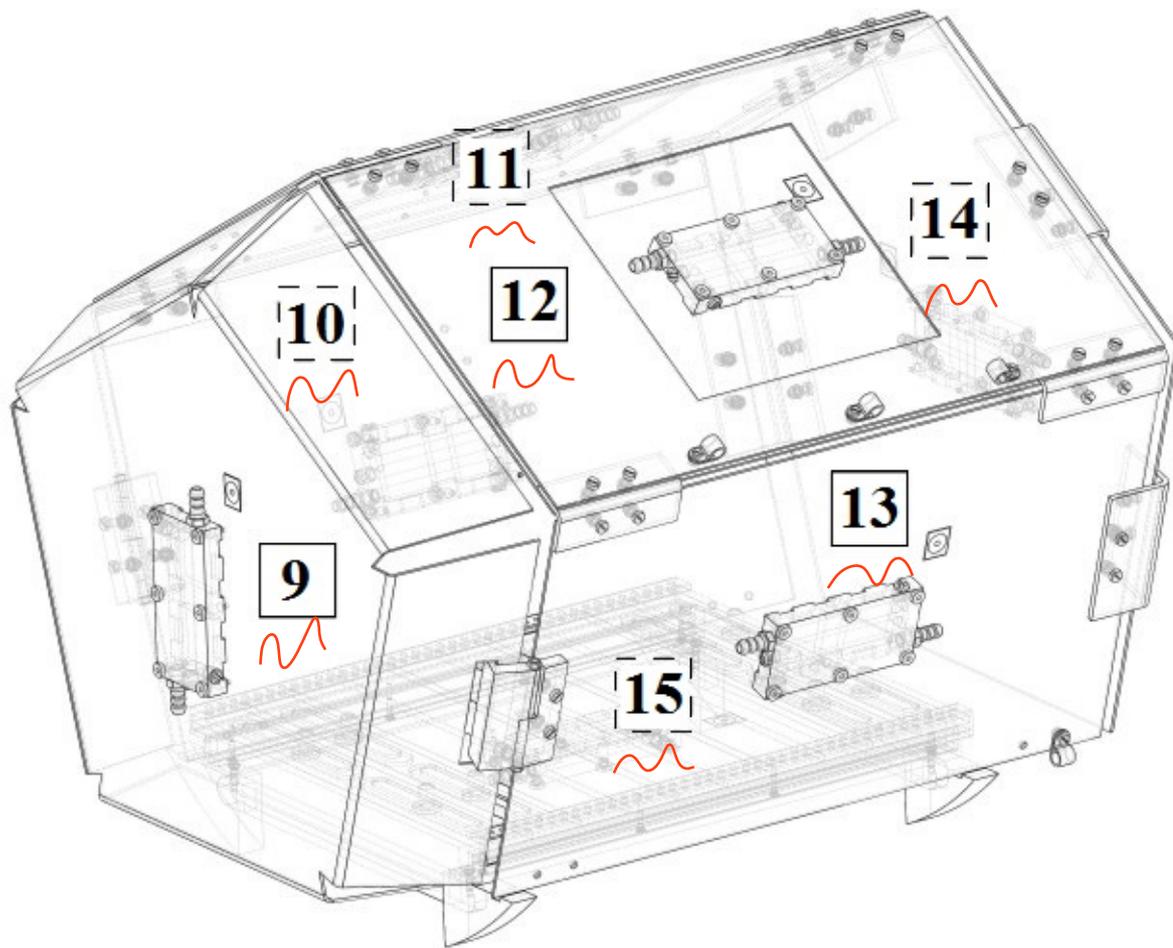


Рис. 5.

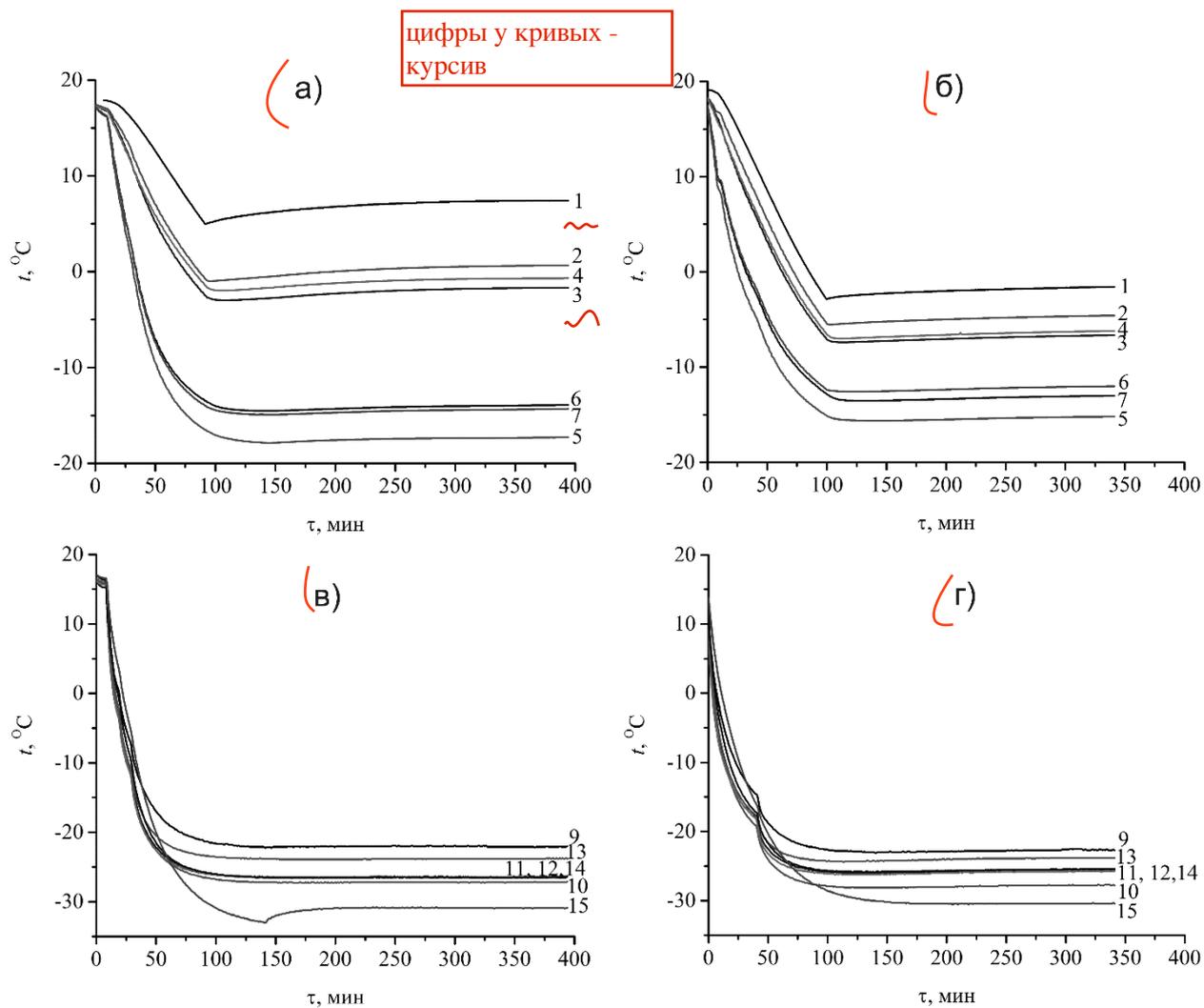


Рис. 6.

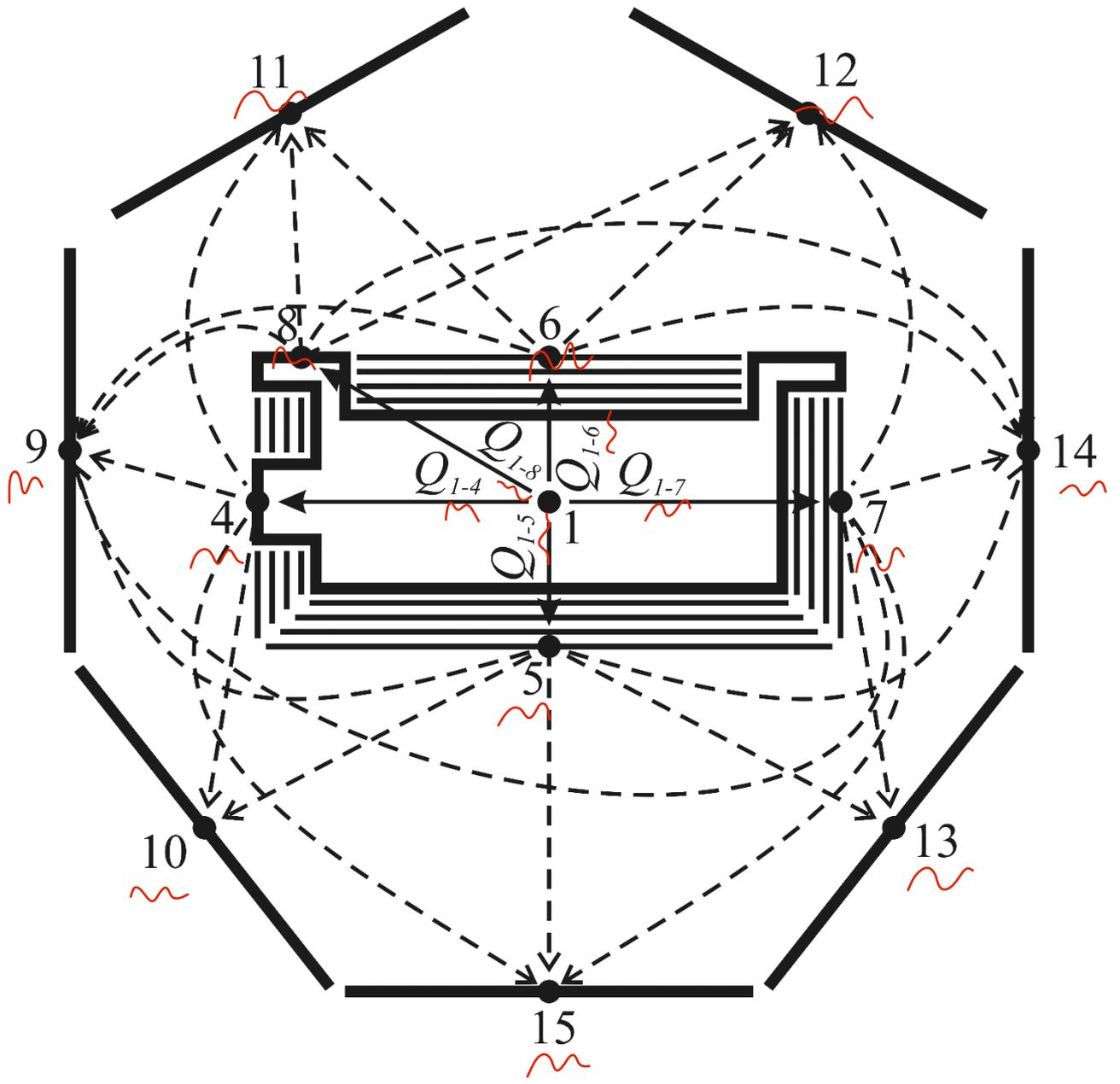


Рис. 7.

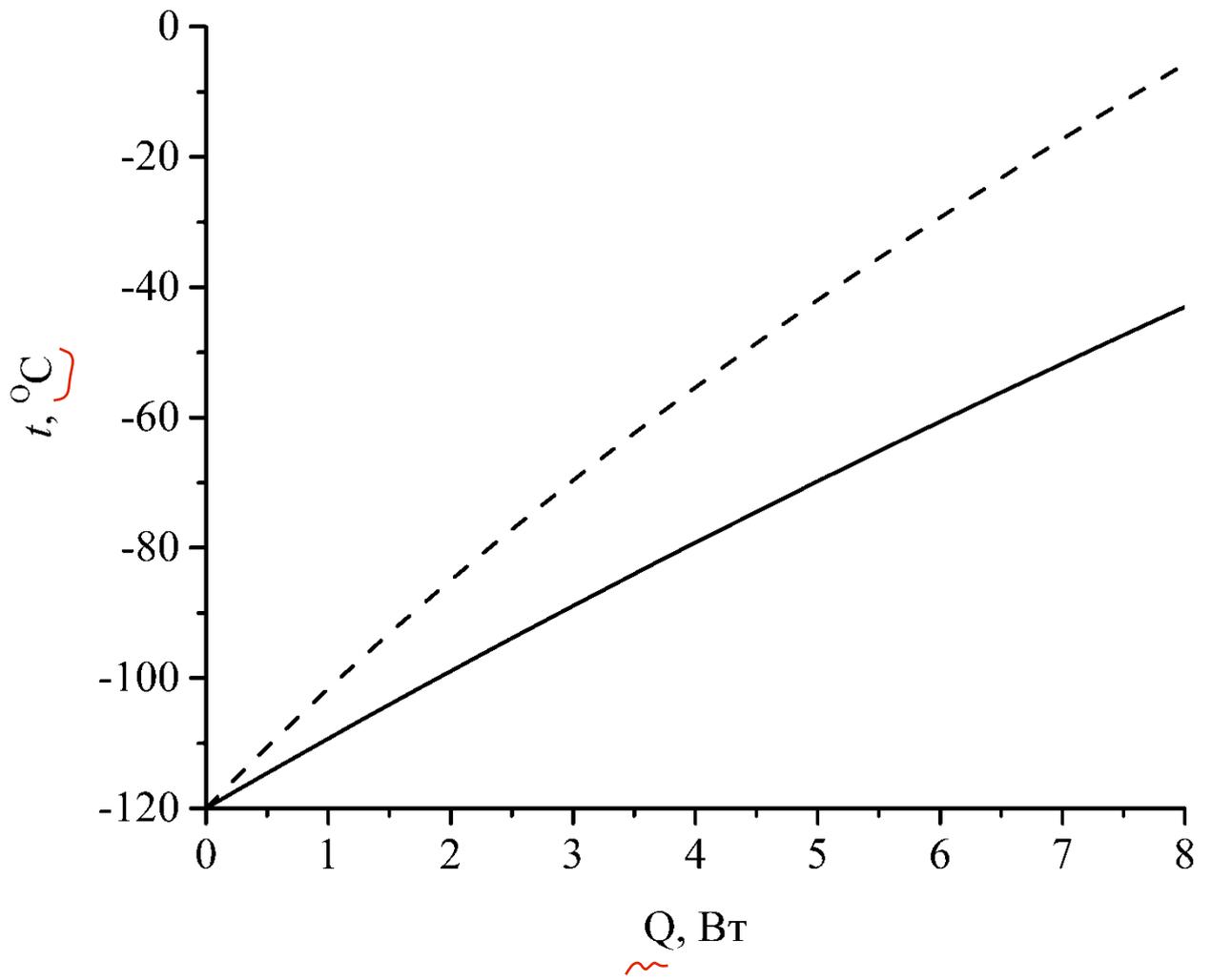


Рис. 8.

Для связи с авторами:
Семена Н.П., Доброленский Ю.С.,
Сербинов Д.В., Вязоветский Н.А.,
Мартынович Ф.Г.

*Институт космических исследований РАН
Россия, 117997, Москва, ул. Профсоюзная, 84/32*

Доброленский Юрий Сергеевич
Тел.: (495)333-64-33 (сл.)
E-mail: dobrolenskiy@cosmos.ru

Семена Николай Петрович
Тел.: (495) 333-54-45 (сл.)

E-mail: semena@iki.rssi.ru
Тел.: 8-916-565-31-99 (моб.)
(со старой карточки)

Сербинов Дмитрий Владимирович
Тел.: (495)333-45-23 (сл.)
E-mail: serbinov@iki.rssi.ru

В помощь переводчику:

Thermal Conductivity of Multi-Layer Isolation in Martian Atmosphere

Nicolai Semena^{a,*}, Yury Dobrolenskiy^{a,**}, Dmitry Serbinov^{a,***}, Nikita Vyazovetskiy^a,
Fedor Martynovich^a

^a Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, 117997, Profsoyuznaya
84/32, GSP-7, Moscow, Russia

Abstract – In the paper, we describe the experimental results of the measurements of thermal conductivity of a standard multi-layer isolation (MLI) in vacuum as well as in the conditions simulating Martian atmosphere. The measurements show that the thermal conductivity becomes about one third higher when putting from vacuum into Martian atmosphere. The obtained results give an opportunity to determine correctly the heating power of MLI-covered instruments on Martian surface in order to use standard MLI during both flight period and operations after landing on Mars. The MLI-covered ISEM instrument, which was part of the Pasteur payload of ExoMars-2022 mission, was used as an object of the experiment.

Key words: Instruments for Martian missions; multi-layer isolation; space environment simulation; heat exchange in space; heat exchange on Mars