

ISSN 0320-930X

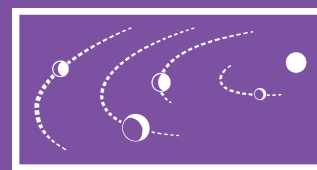
Том 57, Номер 4

Июль - Август 2023



АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК

Исследования Солнечной системы



www.sciencejournals.ru



СОДЕРЖАНИЕ

Том 57, Номер 4, 2023

Самородные металлы ряда никель—железо из импактитов кратера Лонар (Индия) и реголита Луны	
<i>Т. А. Горностаева, П. М. Карташов, А. В. Мохов, А. П. Рыбчук, А. Т. Базилевский</i>	295
Прибор ODS миссии ЭкзоМарс-2022: моделирование и наземные полевые измерения	
<i>В. С. Хоркин, А. А. Федорова, Ю. С. Доброленский, О. И. Кораблев, Н. А. Вязоветский, И. А. Дзюбан, А. Г. Сапгир, А. Ю. Титов, Д. Толедо, Ж.-П. Помро, П. Ранну</i>	307
Датчики температуры и давления метеокомплекса для исследования атмосферы Марса	
<i>А. Н. Липатов, А. П. Экономов, В. С. Макаров, В. А. Лесных, В. А. Горетов, Г. В. Захаркин, М. А. Зайцев, Л. И. Хлюстова, С. А. Антоненко</i>	319
Акселерометры метеокомплекса для исследования верхней атмосферы Марса	
<i>А. Н. Липатов, А. П. Экономов, В. С. Макаров, В. А. Лесных, В. А. Горетов, Г. В. Захаркин, М. А. Зайцев, Л. И. Хлюстова, С. А. Антоненко</i>	333
Лидар для исследования атмосферы Марса с поверхности	
<i>А. Н. Липатов, А. Н. Ляш, А. П. Экономов, В. С. Макаров, В. А. Лесных, В. А. Горетов, Г. В. Захаркин, Л. И. Хлюстова, С. А. Антоненко, Д. С. Родионов, О. И. Кораблев</i>	342
Определение параметров движения околоземных объектов по позиционным измерениям, выполненным на Терскольской обсерватории	
<i>П. А. Левкина, И. Н. Чувашов</i>	357
Вековая орбитальная динамика кандидатов в спутники экзопланет	
<i>А. В. Мельников</i>	365
Оценивание вероятности столкновения астероидов с Землей при заметной нелинейности в задаче улучшения орбиты	
<i>А. П. Батурин</i>	373
Ультранизкочастотные резонаторы: к 80-летию открытия волн Альвена	
<i>А. В. Гульельми, Б. И. Клайн, А. С. Потапов</i>	385

УДК 552.652-468

САМОРОДНЫЕ МЕТАЛЛЫ РЯДА НИКЕЛЬ–ЖЕЛЕЗО ИЗ ИМПАКТИТОВ КРАТЕРА ЛОНАР (ИНДИЯ) И РЕГОЛИТА ЛУНЫ

© 2023 г. Т. А. Горностаева^а, *, П. М. Карташов^а, А. В. Мохов^а,
А. П. Рыбчук^а, А. Т. Базилевский^а

^аФедеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского Российской академии наук (ГЕОХИ РАН), Москва, Россия

*e-mail: tagorn8@mail.com

Поступила в редакцию 10.02.2023 г.

После доработки 22.02.2023 г.

Принята к публикации 25.02.2023 г.

Кратер Лонар (Индия) является наиболее сохранившимся и наиболее изученным на Земле, образованным в базальтах, что позволяет проводить сравнительное изучение с импактными преобразованиями минерального вещества на Луне и других планетах Солнечной системы. Как показали сравнительные исследования, материал ударника, как на Земле, так и на Луне, присутствует в импактитах не только в геохимически рассеянном виде, как считалось ранее, но и в форме отдельных субмикронных частиц, распределенных в расплавленном материале мишени. В расплавных импактитах кратера Лонар обнаружены частицы самородного никеля, тэнита и высоконикелевого камасита, которые, видимо, являются преобразованным материалом ударника. Высоконикелевые субмикронные металлические включения широко распространены в импактитах кратера Лонар, поскольку они были обнаружены во всех изученных препаратах, изготовленных из материалов, собранных из разных точек по краю кратера. Обнаруженные в настоящем исследовании высоконикелевые частицы являются дополнительным аргументом в пользу ранее высказанного предположения о хондритовом типе ударника.

Ключевые слова: Луна, Луна-16, Луна-24, импактиты, кратер Лонар, самородный никель, тэнит, камасит, ударник, импактные стекла

DOI: 10.31857/S0320930X23040035, EDN: RDZGEA

ВВЕДЕНИЕ

Кратер Лонар расположен на базальтовых потоках плато Декан, шт. Махараштра, округ Булдана, Индия (19°59' с.ш., 76°31' в.д.) (рис. 1). Достаточно хорошая сохранность кратера Лонар и доступность для изучения делает его уникальным объектом для сравнительного исследования импактных преобразований минерального вещества как ударника, так и мишени на Луне и других планетах и спутниках.

Кратер Лонар представляет собой круглую в плане депрессию диаметром около 1800 м и глубиной около 150 м, окруженную валом с высотой над окружающей равниной около 20 м. На дне кратера находится мелководное соленое озеро (Fredriksson и др., 1973). Абсолютный возраст кратера Лонар, определенный Ar-Ar методом в ударном стекле из выбросов из этого кратера, составляет 0.576 ± 0.047 млн лет (Schmieder, Kring, 2020).

Научная общественность узнала о существовании кольцевой структуры Лонар в 1823 г. из доклада британского офицера С.Дж. Александера (https://earthobservatory.nasa.gov/images/8654/lonar-

crater-india). Сначала кратер Лонар считался вулканическим образованием и дискуссии о его происхождении не прекращались в течение многих лет (Lafond, Dietz, 1964; Pal, Ramana, 1972; Crawford, 1983; Subrahmanyam, 1985). Спор удалось разрешить в 1970-х годах после масштабного бурения, а также геофизических и геохимических исследований, проведенных Геологической службой Индии (Fredriksson и др., 1973). Его импактная природа была подтверждена находками конусов разрушения, импактных стекол, маскелинита (Fredriksson и др., 1973; Murali и др., 1987; Nayak, 1993), а также недавно и коэсита (Jaret и др., 2017). Однако стоит отметить, что некоторые исследователи продолжают считать его вулканическим (Gore и др., 2021). В кратере Лонар помимо импактных стекол обнаружены тектитоподобные стеклянные сферулы и частицы аэродинамической формы размером от ~0.3 до 1 мм (Misra и др., 2009).

ГЕОЛОГИЧЕСКОЕ СТРОЕНИЕ

Значительная часть приводимой ниже информации о геологическом строении кратера Лонар



Рис. 1. Аэрофото кратера Лонар (источник: <https://i.redd.it/b7dk1zrt8rw01.jpg>). Вид на северо-восток. За кратером виден поселок Лонар. По гребню вала кратера проложена дорога.

заимствована из работ Fredriksson и др. (1973) и Maloof и др. (2010). Эти авторы провели полевые работы на внутренних и внешних склонах кратера и в его окрестностях, и использовали в своем исследовании результаты бурения с баржи трех скважин глубиной от 300 до 350 м на дне кратера, а также изучение шурфов. Скважины прошли примерно 100-метровую толщу озерных осадков, а ниже — через толщу чередования двух видов брекчий — грубозернистых (обломки поперечником до нескольких метров) и микробрекчий (обломки поперечником от сантиметров до нескольких микронов). В каждой из трех скважин было по два интервала протяженностью в десятки метров, из которых керн получить не удалось. Предполагается, что породы на этих интервалах представлены слабосцементированными микробрекчиями.

С учетом результатов бурения, глубина кратера Лонар — от гребня вала до подошвы озерных отложений — составляет 200–220 м и, соответственно, отношение глубины к диаметру близко к 0.1–0.12.

На валу кратера и за его пределами на удалении от 400 до 1200 м находятся выбросы из кратера (Maloof и др., 2010) (рис. 2), тоже представленные, в основном, двумя типами пород: грубозернистыми брекчиями и микробрекчиями. В обломках, составляющих грубозернистые брекчии, наблюдаются конусы сотрясения — текстуры, типичные для относительно слабо деформированных пород ударных кратеров (см., например, French, 1998). В микробрекчиях обломки характеризуются различной степенью ударного метаморфизма, что хорошо заметно на зернах входящего в состав базальтов плагиоклаза: от дробления,

уменьшения степени оптического двупреломления, до образования планарных структур и далее до образования маскеленита.

В выбросах из кратера также встречаются черные стекла базальтового состава. Они варьируют по размеру от уплощенных образований поперечником до 10–15 см до частиц миллиметрового и субмиллиметрового размера, среди которых нередко шарики и каплевидные формы, аналогичные микротектитам (Maloof и др., 2010).

МЕТОДЫ И ОБРАЗЦЫ

В настоящей работе акцент был сделан на высоколокальные методы аналитической электронной микроскопии. Использовались сканирующие электронные микроскопы (СЭМ) JSM-5610 (Япония) и Mira-3 (Чехия). Оба прибора оснащены аналитическими энергодисперсионными рентгеновскими спектрометрами (ЭДС) Oxford Aztec с детекторами Max-100.

В качестве объекта исследования изучены образцы стекол из ударного кратера Лонар. Эти образцы были собраны в 1983 г. в выбросах из кратера сотрудниками ГЕОХИ АН СССР А.Т. Базилевским и М.А. Назаровым (Базилевский, Назаров, 1983) (рис. 2).

В настоящем исследовании было изучено 22 образца из точек отбора, соответствующих номерам 5, 7, 10 и 15 (рис. 2) на схематической карте кратера. Образцы исследовались как в виде аншлифов, так и в виде небольших сколов образцов неправильной формы. Напыление для стекания заряда производилось углеродом.

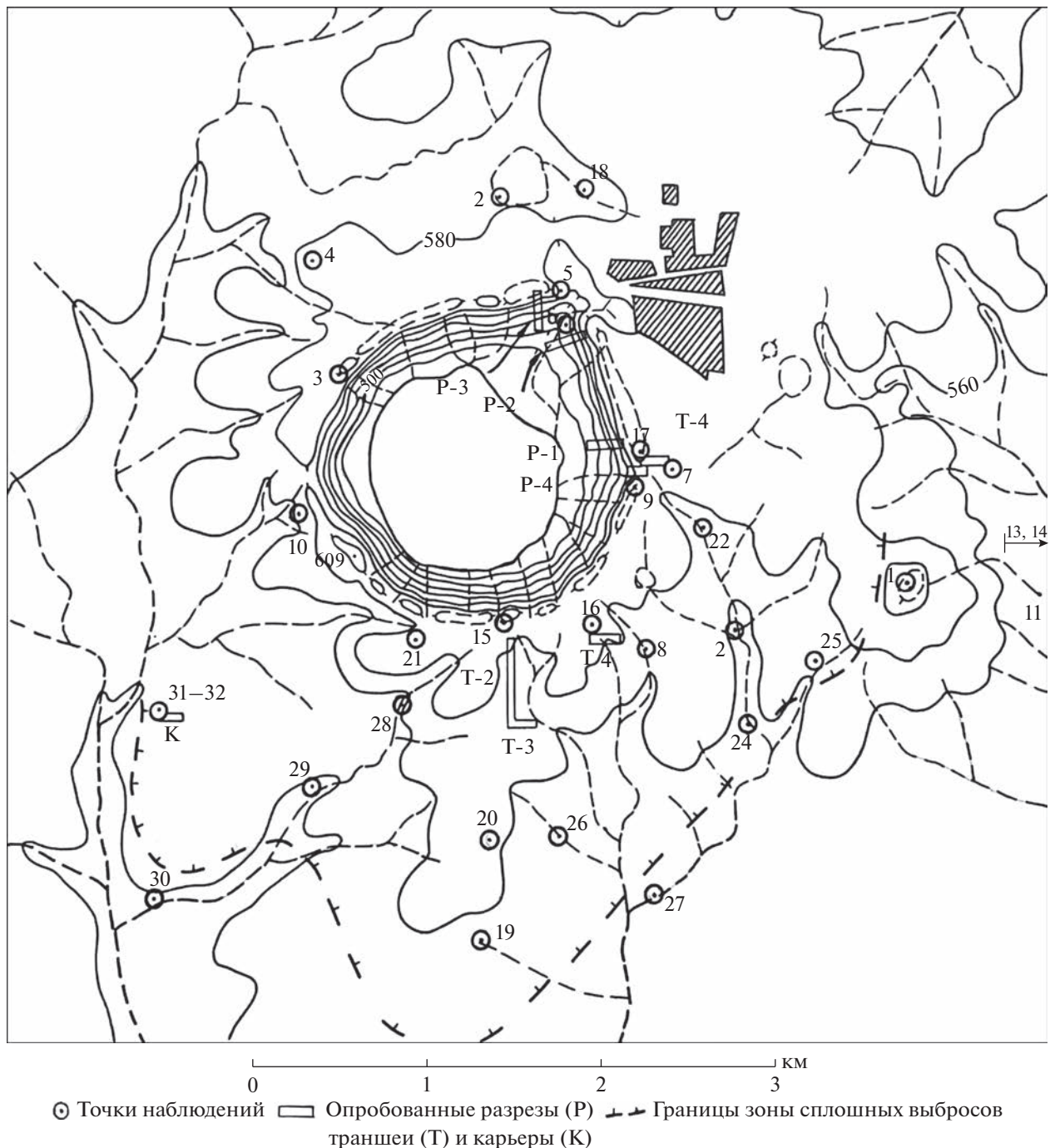


Рис. 2. Схематическая карта кратера Лонар с местами отбора образцов (по статье Базилевский, Назаров, 1973) с дополнением по статье (Maloof и др., 2010).

В качестве объекта сравнения были изучены образцы лунного реголита, доставленные советскими автоматическими станциями (АС) Луна-16 (Море Изобилия) и Луна-24 (Море Кризисов).

ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

Целью настоящего исследования являлось расширение представлений о поведении метео-

ритного вещества в ударных процессах. Задачей исследований были поиск и диагностика минеральных фаз, с наибольшей вероятностью имеющих космогенное происхождение.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

В рамках поиска конденсатных частиц в пробах импактитов кратера Лонар были детально ис-

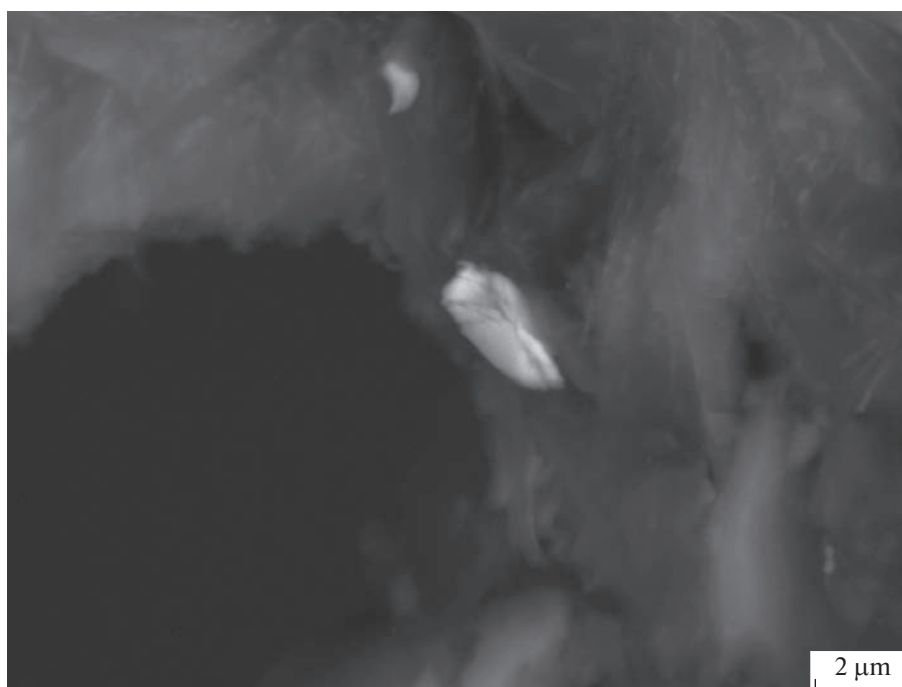


Рис. 3. Частица самородного никеля в матрице импактного стекла. Кратер Лонар. Образец из точки отбора № 10 на рис. 2. СЭМ, отраженные электроны.

следованы большие массивы образцов расплавленного стекла. В одном из его фрагментов в режиме отраженных электронов было обнаружено 2-микронное зерно самородного никеля. Оно было заключено в матрице на сколе неправильной формы крупной частицы расплавленного, частично раскристаллизованного стекла (рис. 3). Карты распределения элементов подтвердили отсутствие других элементов, кроме никеля, в том числе кислорода и железа (рис. 4). Наклон частицы в сторону детектора ЭДС не позволил выполнить количественный анализ ее состава, однако способствовал качественной идентификации элементов. Размеры и форма хорошо коррелируют с фрагментами частицы самородного никеля, найденного в лунном реголите и описанного Карташовым с соавторами (2010) (рис. 5).

Еще один сросток из двух частиц неправильной формы самородного никеля размером около 2 мкм обнаружен среди листовидных агрегатов самородного железа (рис. 6). Карты распределения элементов, полученные в характеристическом рентгеновском излучении (рис. 7), демонстрируют отсутствие кислорода в них (кислород коррелирует только с силикатной стеклянной матрицей), что подтверждает факт самородного состояния как железа, так и никеля. Особо следует отметить, что листовидный агрегат самородного железа морфологически очень близок к таким же агрегатам самородного железа, обнаруженным в лунном реголите из моря Кризисов (рис. 8).

Никель, его высокие содержания в продуктах импактов, часто служит критерием космогенно-

сти анализируемого материала, иллюстрацией чего являются многочисленные данные по составу метеоритного вещества. В ходе нашего исследования импактных стекол кратера Лонар также были обнаружены фрагменты металлического железа с высоким содержанием никеля. Так на рис. 9 приведен снимок частицы размером около 5 мкм неправильной формы, что хорошо видно на правом снимке в отраженных электронах. Левый снимок во вторичных электронах подтверждает факт того, что частица закрыта матрицей расплавленного стекла. Тогда как на снимке в отраженных электронах она четко видна благодаря высокому ускоряющему напряжению в 25 кВ, позволяющему потоку электронов проникать достаточно глубоко в матрицу и формировать поток отраженных электронов от обнаруженной частицы, зарегистрированный детектором. Рентгеновский спектр этой частицы (рис. 10) содержал набор пиков, характерных для стеклянной матрицы, и интенсивные пики железа и никеля. Количественный расчет нескольких таких спектров, снятых с разворотом образца по отношению к детектору для нивелирования эффекта неправильной ориентации частицы и учета силикатной составляющей, показал, что обнаруженная частица является тэнитом состава $\text{Fe}_{1.89}\text{Ni}_{1.11}$, при содержании 38.2 мас. % Ni. Этот минерал характерен для метеоритов и, скорее всего, может служить индикатором космогенного происхождения, являясь фрагментом ударника.

Помимо тэнита с высоким содержанием никеля, была обнаружена и еще одна двухмикронная железо-никелевая частица с содержанием этого

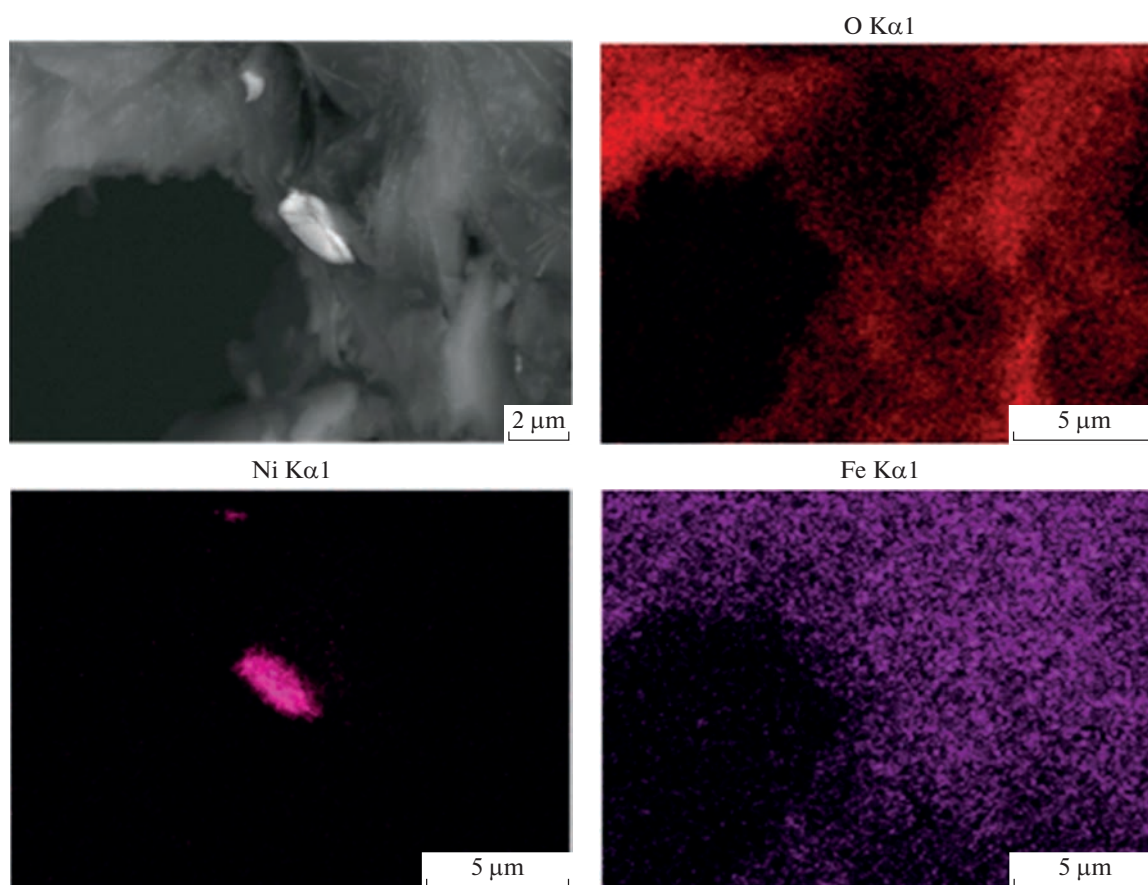


Рис. 4. Карта распределения элементов по участку образца, представленного на рис. 3. Кратер Лонар. СЭМ, отраженные электроны, рентгеновское характеристическое излучение.

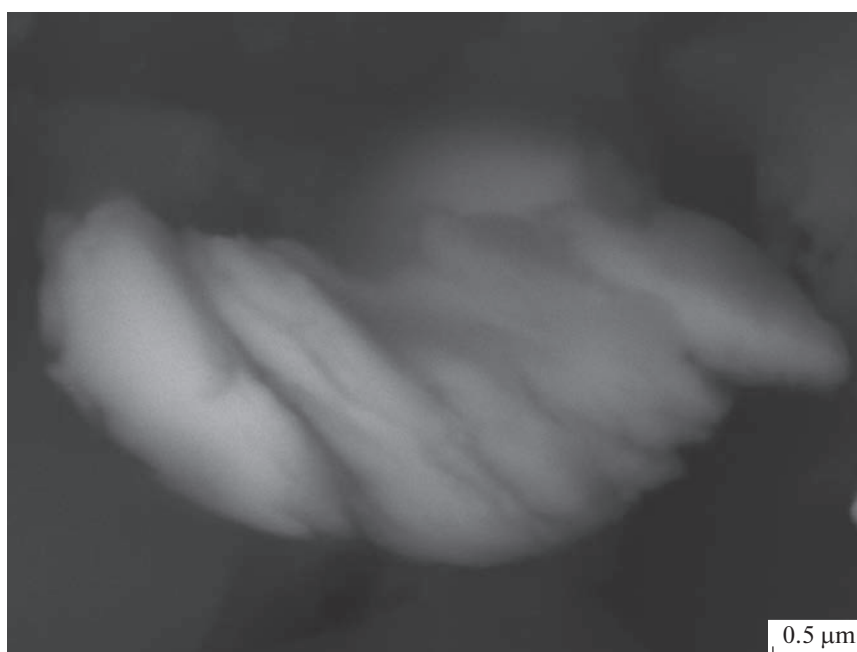


Рис. 5. Частица самородного никеля из пробы реголита из Моря Кризисов (Карташов и др., 2010). Луна-24. СЭМ, отраженные электроны.

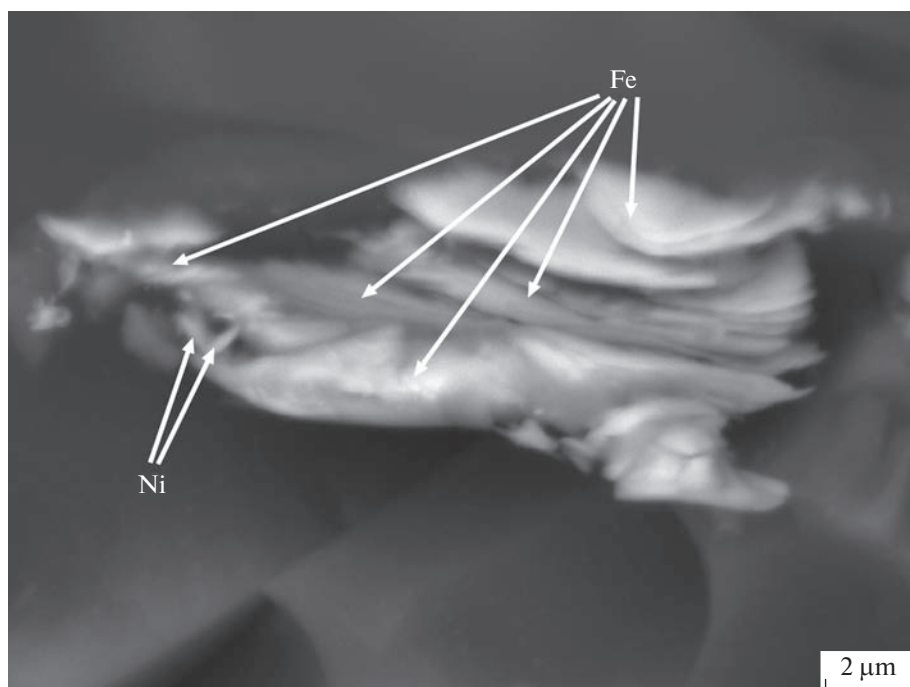


Рис. 6. Сrostок частиц самородного Ni на листовидном агрегате частиц самородного Fe. Кратер Лонар. Образец из точки отбора № 7, рис. 2. СЭМ, отраженные электроны.

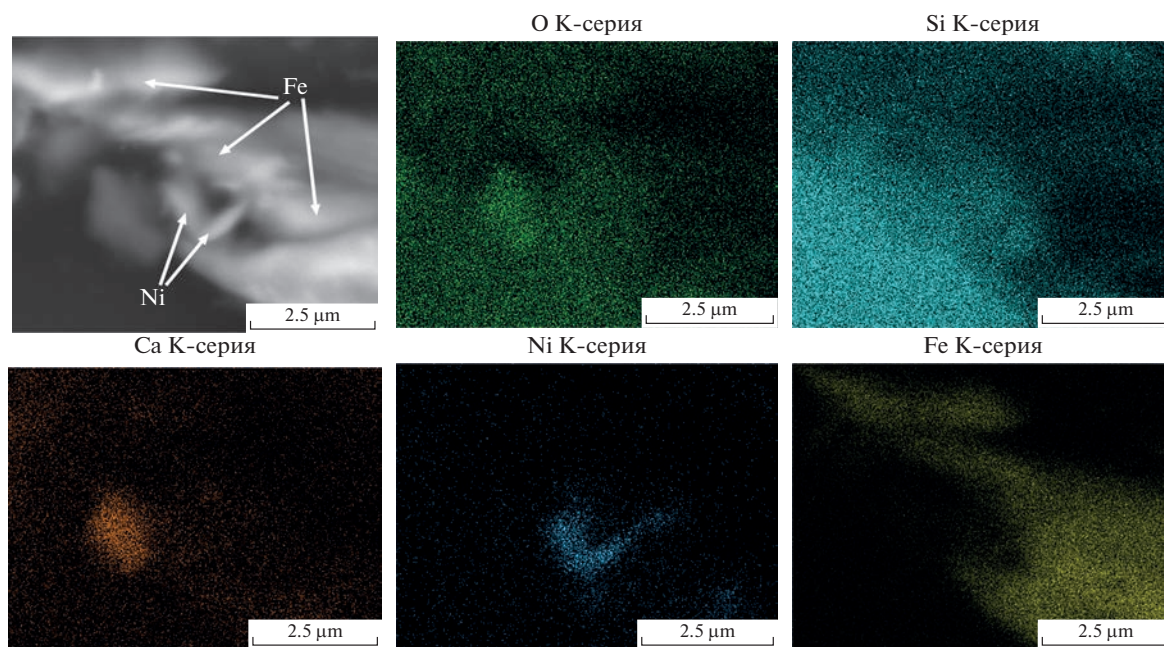


Рис. 7. Карта распределения элементов по участку образца, представленного на рис. 6. Кратер Лонар. Образец из точки отбора № 15, рис. 2. СЭМ, отраженные электроны, рентгеновское характеристическое излучение.

металла 9.3 мас. % (рис. 11). Такой состав характерен для камасита, который может содержать до 22 мас. % Ni (Новгородова, 1994), но максимум встречаемости в метеоритных камаситах приходится на 5–6 мас. % (Печерский и др., 2011).

ОБСУЖДЕНИЕ

Остатки вещества ударника, как известно из литературы, могут сохраняться в виде неизмененных частиц, либо, как это принято считать, геохимически рассеяны. Фрагменты метеоритного ве-

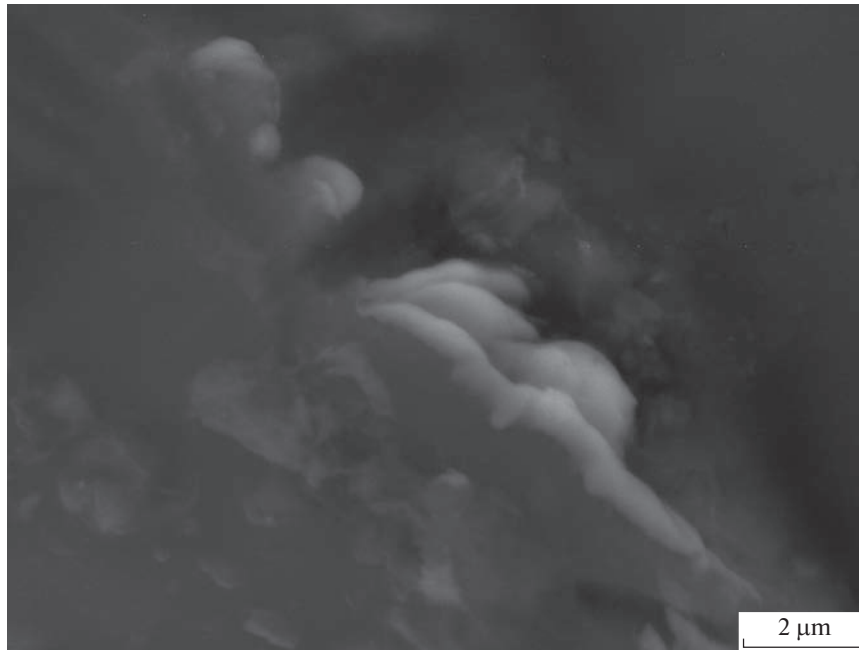


Рис. 8. Листовидное самородное железо в лунном реголите из образцов АС Луна-16. СЭМ, отраженные электроны.

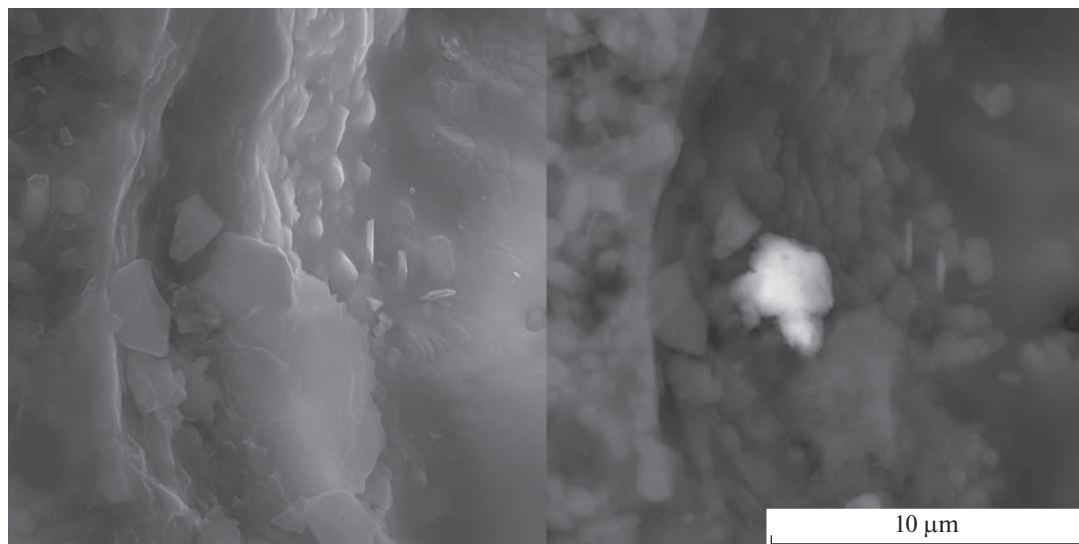


Рис. 9. Частица тэнита в импактном стекле кратера Лонар. Образец из точки отбора № 5, рис. 2. Слева — вторичные электроны. Справа — отраженные электроны. СЭМ.

щества обнаружены только в небольших ударных кратерах, в основном образованных в результате падения железных метеоритов как, например, кратер Камиль в Египете (D'Orazio и др., 2011), кратер Вабар в Саудовской Аравии (Mittlefehldt и др., 1992), а также кратер Метеор в Аризоне, США (Mittlefehldt и др., 2005). Стоит отметить, что обнаруженные фрагменты метеоритов в перечисленных кратерах сильно преобразованы, в том числе частично переплавлены. В случае, когда нет вещественных доказательств присутствия мате-

риала ударника, используется оценка концентраций сидерофильных элементов-индикаторов, таких как Fe, Ni, Co и Cr, а также элементов платиновой группы (PGE) по валовым содержаниям в расплавных импактитах (Palme и др., 1981). Выбор элементов продиктован большим их содержанием в метеоритах по сравнению с земными породами.

Еще одним маркером метеоритного вещества в импактных стеклах являются субмикронные металлические сферулы, которые часто фиксируются

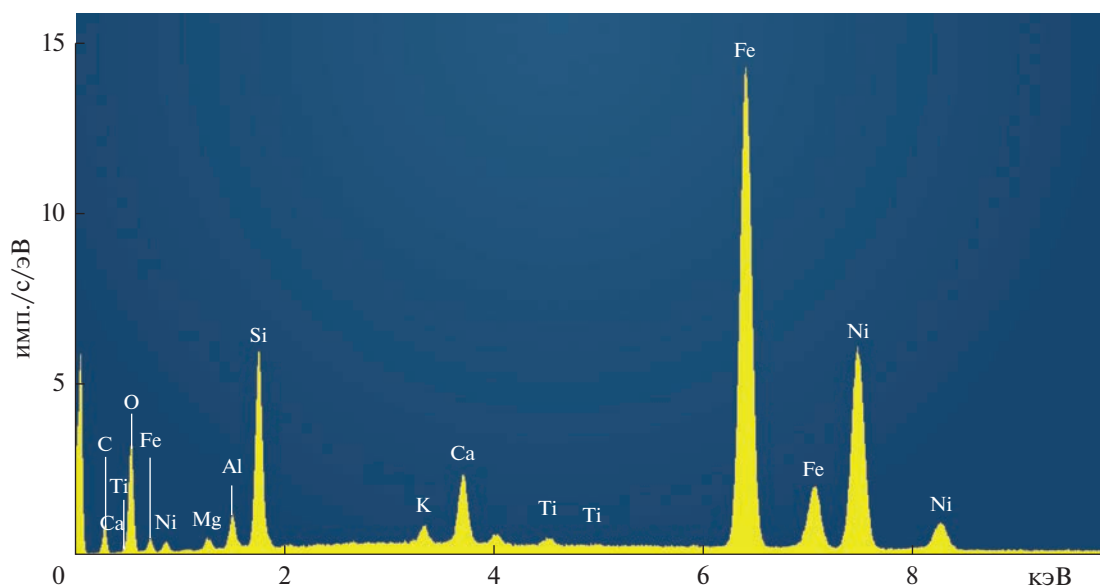


Рис. 10. Рентгеновский спектр, зафиксированный от частицы тэнита, представленного на рис. 9. Кратер Лонар.

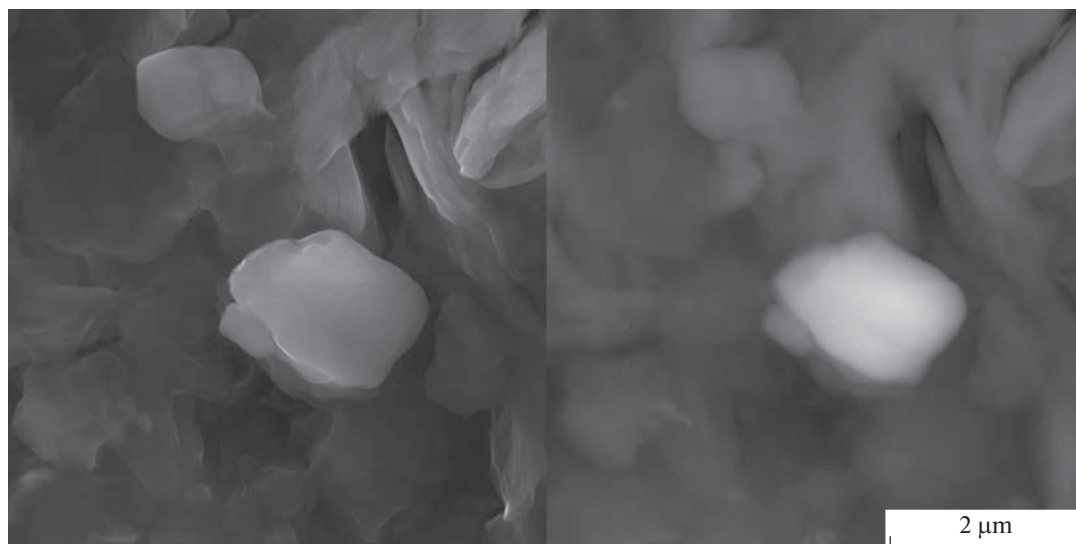


Рис. 11. Частица камасита в импактном стекле кратера Лонар. Слева — вторичные электроны. Образец из точки отбора № 7, рис. 2. Справа — отраженные электроны. СЭМ.

лись в качестве включений в тектитах, а также в ряде импактитов. Так в тектитах металлическое железо было обнаружено в виде железных шариков (Thorpe, Senftle, 1964). Однако отсутствие в составе таких шариков никеля указывало на их метеоритное происхождение (Kleinmann, 1969). Противоположная ситуация была в случае обнаружения сферул, обогащенных сидерофильными элементами, в частности Ni. Это связано с тем, что вещество метеоритов обогащено Fe—Ni фазами (камаситом и тэнитом) (например, Palme и др., 1981). Сферулы, состоящие из камасита с содер-

жанием Ni 10—13 мас. % с примесью шрейберзита и троилита, были обнаружены в филиппинитах и индошинитах (Chao и др., 1964). Похожие по составу сферулы были обнаружены в импактитах Вабар и Аризонского метеоритного кратера (Reid и др., 1964; Chao и др., 1964). В иргизитах также были обнаружены металлические Ni—Fe сферулы (Glass и др., 1983). Во всех этих случаях обнаруженные сферулы интерпретировали как фрагменты ударника, преобразованные в результате совместного плавления с материалом мишени.

В кратере Лонар были обнаружены тектитоподобные стеклянные сферулы, однако в них не было зафиксировано металлических никельсодержащих включений (Misra и др., 2009). В то же время, по сравнению с базальтами коренных пород, в них были зафиксированы более высокие содержания Fe_2O_3 (~1.5 мас. %) и Ni (~1000 ppm). Такое содержание Ni в них в 14 раз больше, чем в базальтах, что объяснялось авторами (Misra и др., 2009) присутствием метеоритного вещества в этих стеклянных сферулах. Приведенные результаты совпадают с геохимическими сравнительными данными по составу пород мишени и импактитов. Так по данным (Osae и др., 2005) содержание Ni в базальтах мишени составляет 90 ppm, в расплавленных импактитах — 86 ppm, в стеклянных сферулах — 132 ppm. Стоит отметить исследование Kearsley и др. (2004), которые сообщили о находке в порах расплавленных импактитов маленьких (<10 мкм) железо–никелевых частиц с широким диапазоном колебаний соотношений Fe/Ni, составляющим 0.02 — 14.4. По предположению авторов (Kearsley и др., 2004), они являются металлическими остатками, образующимися в процессе фракционирования при ударе. В то же время, по данным (Son, Koeberl, 2007) при изучении довольно большого количества расплавленных импактных стекол не было найдено ни одной железо–никелевой частицы, а содержание Ni было ниже или около предела обнаружения ЕРМА (~0.02 мас. %).

Идентификация никельсодержащих частиц в импактитах позволила во многих случаях определить присутствие вещества ударника, однако до сих пор остается непонятным, как вещество ударника распределяется в материале мишени, а также формы его выделения. Интересными являются сравнительные исследования импактитов и вещества упавших метеоритов. При изучении импактитов кратера Метеор обнаружили, что металлические шарики обогащены Co, Ni, Ir и Au по сравнению с материалом упавшего метеорита (Mittlefehldt и др., 2005). Ebert и др. (2013) провели сравнение металлических шариков, обедненных железом, с исходным метеоритным отношением для кратеров Вабара, Монтураки и Метеор. Было установлено, что отношение Ni/Co в этих сферулах более высокое по сравнению с исходным в ударнике за счет увеличения содержания Ni.

С целью выяснения поведения Ni и Fe в импактном процессе был проведен эксперимент с использованием сферы, выточенной из железного метеорита в качестве снаряда. В результате было показано, что Fe ударника преимущественно распределяется в расплаве мишени, что нельзя сказать о Ni и Co. Такое фракционирование, по мнению Ebert и др. (2013) является следствием различных свойств сидерофилов, в частности, различного характера взаимодействия Fe, Ni и Co с кислородом во время импакта. Одним из механизмов фракционирования железа может слу-

жить процесс термовосстановления (Яковлев и др., 2003). При размере металлических капель импактно преобразованного ударника менее 3 мкм более заметно их обогащение Ni, Co, P на фоне обеднения железом. Ebert и др. (2013) зафиксировали частичное плавление ударника, так как расчетное максимальное ударное давление в ходе эксперимента не превышало 55 ГПа. Однако, как было показано при численном моделировании образования кратера Метеор (Artemieva, Pierazzo, 2011), начало плавления метеорита происходило при давлении около 162 ГПа, а испарение около 320 ГПа. Видимо, энергетики импакта в описанном выше эксперименте было недостаточно для полного плавления и испарения материала ударника, но, несмотря на это, зафиксированы тенденции в поведении составляющих его элементов.

В случае обнаруженного в настоящем исследовании самородного никеля (рис. 3 и 6) мы наблюдаем сrostок двух линзовидных пластинок — фрагмент “книжечки”, подобной агрегату никеля из Моря Кризисов (рис. 8). Другая лентовидная частица никеля нарастает на “книжечку” безникелевого железа (рис. 6) и, по-видимому, образовалась после нее. Таким образом, его происхождение представляется нам связанным с конденсацией испаренного вещества ударника на фронте ударной волны. В ходе этого процесса динамического испарения-конденсации внутри расширяющегося высокотемпературного газо-плазменного облака происходило фракционирование никеля от железа. Такой механизм образования в целом совпадает с наблюдениями и экспериментальными результатами (Ebert и др., 2013).

Взаимосвязь компактных металлических микрочастиц с космогенным веществом (ударником) может быть двоякой: они могут быть либо фрагментами непосредственно самого ударника, либо продуктами преобразования (в результате плавления, испарения/конденсации) таких фрагментов. Легче всего распознать космогенное вещество первого типа, когда оно представлено хрупкими минералами, например, фосфидами железа–никеля — шрейберзитом, барринджеритом и т.п., как в случае с астроблемами Цэнхэр и Жаманшин (Салтыковский и др., 2011; Горностаева и др., 2018). Пластичные сплавы ряда железо–никель сохраняют исходную форму частиц гораздо реже, но тем не менее имеют в различной степени искаженный изометричный или линзовидный габитус. Переплавленные космогенные металлы легко узнаваемы и представлены различного размера сфероидными отликвированными от стеклянной матрицы (Chao и др., 1964), а также разнообразными каплевидными индивидами, свободными или наплавленными на минеральный/стеклянный субстрат (Салтыковский и др., 2011). Признаком металлических конденсатов испаренного в результате импакта вещества являются металлические пленки на стеклянных частицах, неодно-

кратно отмечавшиеся в лунном реголите (Frondel, 1975; Карташов и др., 2010).

В случае кратера Лонар определенную сложность представляет вероятное обнаружение металлических железо-никелевых фаз, образованных в исходных базальтах мишени. Так известны находки самородного никеля в фумарольных эсгалатах в базальтовых шлаковых конусах Большого Трещинного Толбачинского Извержения 1978 г. (БТТИ-78) (Главатских, Трубкин, 2003). Там он образует пластинчатые индивиды до 1.1 мм размером, представленные никелем высокой чистоты (99.4–100 мас. %) причем главной примесью к никелю является не железо, а медь. Большинство находок теллурического железа и камасита приурочено к базальтам и, часто, к трапповым (Trieiman и др., 2002; Гриценко, Полушкина, 2020), где они образуют каплевидную вкрапленность, часто в тесной ассоциации с графитом, когенимом и самородной медью. Причем размер отдельных сферических капель может колебаться от сотен микрон до 10 см в диаметре. Самородное железо кратера Лонар представлено своеобразными агрегатами субпараллельных пластинок, так называемыми “книжечками”. Предположительно, такие агрегаты возникают в ходе распространения взрывной волны. Обильные находки самородных металлов и интерметаллидов с такой морфологией ранее встречались в линейных микродислокациях, сопровождающих прорыв через осадочный чехол кимберлитовых трубок (Макеев и др., 2002). Индивиды чистого самородного железа схожего облика обнаружены и в лунном реголите (рис. 8). Таким образом, имеются веские основания предполагать, что обнаруженные нами на Лонаре “книжечки” самородного железа образовались на фронте ударной волны при импакте. Причем, скорее всего, источником вещества для них послужили базальтовые породы мишени.

Обнаруженная нами частица камасита по содержанию никеля заметно превосходит не только образцы камаситов из земных базальтов (массивы Хунгтукун, Джелтула, Маймеча и острова Дисло) (Trieiman и др., 2002; Гриценко, Полушкина, 2020) и при этом не содержит кобальта в пределах обнаружения метода, но и статистический максимум никелевости метеоритного камасита (Печерский и др., 2011). С одной стороны, это может свидетельствовать о происхождении данного зерна из железо-каменного или каменного метеорита, с другой стороны, о фракционном обогащении никелем в ходе импактной переработки обычного метеоритного камасита, отвечающего статистическому максимуму. Действительно, форма данной частицы одновременно и массивно изометричная, напоминая фрагмент, возникший при простом механическом дроблении ударника, и в то же самое время имеет явные черты расщепления с переходом в классическую “книжечку” (агрегат листочков), типичную для индивидов, образовавшихся в ходе ударных нагрузок.

Тэнит не характерен для земных базальтоидов, но, тем не менее, иногда встречается в них (Nauyak, Meyer, 2015; Гриценко, Полушкина, 2020). Типичной особенностью состава этих тэнитов является высокое совместное содержание никеля (5–8 мас. %) и меди (2–3 мас. %). В то же время низкокобальтовый тэнит является типичным минералом метеоритов, причем, по данным (Печерский и др., 2011), максимально распространенным именно в каменных метеоритах. Так тэнит обнаружен во всех изученных ими каменных метеоритах при среднем его содержании 1.5 мас. % и средней концентрации в нем никеля 49.3 мас. % (Печерский и др., 2011). Морфология тэнита (рис. 9), обнаруженного нами в кратере Лонар, изометрично-обломочная, то есть этот тэнит мог бы быть прямым продуктом дезинтеграции ударника.

Таким образом, в импактных брекчиях кратера Лонар нами выявлены индивиды космогенных и земных металлов ряда железо-никель с признаками образования в результате проявления разных механизмов, но однозначно обязанные своим происхождением импактному событию.

Стоит отметить, что оценка валовых содержания элементов-индикаторов является неэффективным методом поиска и идентификации типа ударника. Горностаева и др. (2018) применили оригинальный подход к поиску вещества импактора. Комплексное использование методов электронной сканирующей микроскопии позволило авторам обнаружить субмикронные частицы внеземного вещества, распределенные в расплавленных импактитах. Причем такие частицы были найдены в разных образцах импактных стекол кратера Жаманшин. Выявленные таким же комплексным методом высоконикелевые субмикронные металлические включения широко распространены в импактитах кратера Лонар, поскольку они были обнаружены во всех изученных препаратах, изготовленных из материалов, собранных из разных точек кольцевого вала кратера.

Интересно отметить, что самые крупные выделения высоконикелевых металлических фаз были обнаружены на неполированных препаратах, тогда как в аншлифах их выделения были меньше на порядок. Из этого можно сделать вывод о том, что крупные листоватые агрегаты приурочены к неким трещинам или ослабленным зонам породы, по которым осуществлялась циркуляция металлоносных флюидов. При раскалывании породы велика вероятность, что раскол произойдет именно по таким ослабленным зонам.

Изучение земных импактных кратеров, являющихся результатом одноактных событий, позволяет изучать преобразование вещества ударника и экстраполировать эти данные на другие планеты. В случае же с лунным реголитом, который является результатом многократных импактов, мы можем сталкиваться с многократным преобразованием вещества ударника. Однако мы также

фиксируют субмикронные частицы с высоким содержанием никеля в частицах лунного реголита.

Попытки определить тип ударника, образовавшего кратер Лонар, проводились на основе геохимического анализа импактитов. С хондритовым типом ударника соглашаются многие авторы, однако по содержанию метеоритного компонента в импактитах мнения расходятся. При анализе стеклянных импактных сферул размером $\sim 0.3\text{--}1$ мм было зафиксировано высокое содержание Cr, Co и Ni, которое Misra и др. (2009) связывают с тем, что ударником в кратере Лонар был хондрит, содержание которого в микронных и субмикронных тектитоподобных шариках составляет от 12 до 20 мас. %. Позднее анализ субмикронных сферул на содержание Cr, Co и Ni позволил авторам уточнить, что ударником был хондрит EH-типа, однако его доля составляет ~ 6 мас. % (Ray и др., 2017). По данным (Schulz и др., 2016) в импактных стеклах и расплавленных породах присутствует не более 0.03% хондритного компонента. Изотопный состав Cr в ударных породах кратера Лонар показал присутствие хондритового компонента в количестве до 3%, который, скорее всего, был CM-хондритом (Mougel и др., 2019). Интересно отметить, что Osae и др. (2005) не выявили метеоритный компонент в объемных образцах ударных стекол. Это, по мнению Osae и др. (2005), указывает либо на незначительную контаминацию импактитов материалом ударника, либо на нехондритовый его тип.

Обнаруженные в настоящем исследовании самородный никель, а также тэнит и высоконикелевый камасит могут свидетельствовать о хондритовом типе ударника. Так обычно хондриты содержат от 1 до 12% металла (Zanda и др., 2006) с концентрацией 10% Ni. Довольно низкое содержание никеля в силикатах, < 500 ppm (Welten, 1999), означает, что более 95% Ni, присутствующего в хондритах, находятся в металлической фазе.

ВЫВОДЫ

1. Многочисленные железо-никелевые частицы, найденные в образцах из различных точек отбора в кратере Лонар, являются преобразованным материалом ударника.

2. Материал ударника, как на Земле, так и на Луне, присутствует в импактитах не только в геохимически рассеянном виде, как считалось ранее, но и в форме отдельных субмикронных частиц, которые распределены в расплавленном материале мишени.

3. Зафиксированный в настоящем исследовании самородный никель впервые найден на Земле, в природных условиях, очевидно, является результатом глубокого фракционирования элементов в ходе эволюции вещества газо-плазменного облака, что позволяет продвинуться в понимании поведения этих элементов в импактном процессе.

4. Наличие в импактитах микрочастиц самородного никеля, тэнита и высоконикелевого камасита в целом подтверждает гипотезу о хондритовой природе ударника кратера Лонар.

Авторы искренне благодарны О.И. Яковлеву за проведенные консультации.

Работа выполнена за счет бюджетных средств по госзаданию GEOХИ РАН в рамках темы “Новые комплексные подходы к фундаментальной проблеме изучения химического состава, трансформации и миграции наночастиц и легкоподвижных форм элементов в окружающей среде”.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Базилевский А.Т., Назаров М.А. Отчет о результатах командирования ученых за границу; страна командирования Индия. GEOХИ АН СССР, 1983. 16 с.
- Главатских С.Ф., Трубкин Н.В. Самородный теллур и никель из высокотемпературных газовых возгонов Большого Трещинного Толбачинского Извержения (Камчатка) // ДАН. 2003. Т. 389. № 2. С. 231–234.
- Горностаева Т.А., Мохов А.В., Карташов П.М., Богати-ков О.А. Космогенное вещество в кратере Жаманшин // ДАН. 2018. Т. 478. № 4. С. 447–451.
- Гриценко Ю., Полушкина С. Проявление самородного железа на реке Маймеча, Красноярский край, Россия // X международный симпозиум “Минеральное разнообразие, исследование и сохранение”. София: Национальный музей “Земля и люди”, 2020. С. 201–206.
- Карташов П.М., Мохов А.В., Горностаева Т.А., Богати-ков О.А., Ашихмина Н.А. Минеральные фазы на сколах стеклянных частиц в препарате тонкодисперсной фракции из пробы реголита АС “Луна-24” // Петрология. 2010. Т. 18. № 2. С. 115–133.
- Макеев А.Б., Кисель С.И., Соболев В.К., Филиппов В.Н., Брянцининова В.И. Самородные металлы в ореолах кимберлитовых трубков Архангельской алмазодобывающей провинции // ДАН. 2002. Т. 385. № 5. С. 677–681.
- Новгородова М.И. Кристаллохимия самородных металлов и природных интерметаллических соединений // Итоги науки и техники. Серия кристаллохимия. 1994. Т. 29. 153 с.
- Печерский Д.М., Марков Г.П., Цельмович В.А. Сравнение магнитных минералов в метеоритах и осадках // Двенадцатая Международная конференция “Физико-химические и петрофизические исследования в науках о Земле”. Москва–Борок 3–6 октября 2011 г. Материалы конференции. Москва, 2011. С. 278–281.
- Салтыковский А.Я., Цельмович В.А., Байараа Т., Никитин А.Н., Иванкина Т.И., Коматсу Дж., Ормоо Ю. Импактный кратер и состав космического вещества в раннепалеозойской структурной зоне Южной Монголии // Двенадцатая Международная конференция “Физико-химические и петрофизические исследования в науках о Земле”. Москва–Борок 3–6 октября 2011 г. Материалы конференции. Москва, 2011. С. 298–302.
- Яковлев О.И., Диков Ю.П., Герасимов М.В., Влотска Ф., Хут Й. Экспериментальное изучение факторов, определяющих состав стекол лунного реголита // Геохимия. 2003. № 5. С. 467–481.

- Artemieva N., Pierazzo E. The Canyon Diablo impact event: 2. Projectile fate and target melting upon impact // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2011. V. 46. № 6. P. 805–829.
- Chao E.C.T., Dwornik E.J., Littler J. New data on the nickel-iron spherules from Southeast Asian tektites and their implications // *Geochim. et Cosmochim. Acta.* 1964. V. 28. № 6. P. 971–974.
- Crawford A.R. Mantle convection pattern under India: Relevance to Lonar crater, Girnar node and peri-Indian volcanism // *J. Geol. Soc. India.* 1983. V. 24. № 2. P. 97–100.
- D'Orazio M., Folco L., Zeoli A., Cordier C. Gebel Kamil: The iron meteorite that formed the Kamil crater (Egypt) // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2011. V. 46. № 8. P. 1179–1196.
- Ebert M., Hecht L., Deutsch A., Kenkmann T. Chemical modification of projectile residues and target material in a MEMIN cratering experiment // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2013. V. 48. № 1. P. 134–149.
- Fredriksson K., Dube A., Milton D.J., Balasundara M.S. Lonar Lake, India: An impact crater in basalt // *Science.* 1973. V. 180. Iss. 4088. P. 862–864.
- French B.M. Traces of Catastrophe: A Handbook of Shock-Metamorphic Effects in Terrestrial Meteorite Impact Structures // LPI Contribution № 954. Houston: Lunar and Planetary Institute, 1998. 120 p.
- Fronde J.W. Lunar Mineralogy. New York: Wiley-Interscience, 1975. 332 p.
- Glass B.P., Fredriksson K., Florensky P.V. Microirghizites recovered from a sediment sample from the Zhamanchin impact structure // *J. Geophys. Res.: Solid Earth.* 1983. V. 88. Suppl. P. 319–330.
- Gore R., Mishra A., Deshmukh R. Exploring the mineralogy at Lonar crater with hyperspectral remote sensing // *J. Geol. Soc. India.* 2021. V. 97. P. 261–266.
- Jaret S.J., Phillips B.L., King D.T., Jr., Glotch T.D., Rahman Z., Wright S.P. An unusual occurrence of coesite at the Lonar crater, India // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2017. V. 52. № 1. P. 147–163.
- Kearsley A., Graham G., McDonnell T. Bland P., Hough R., Helps P. Early fracturing and impact residue emplacement: Can modeling help to predict their location in major craters? // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2004. V. 39. № 2. P. 247–265.
- Kleinmann B. Magnetite bearing spherules in tektites // *Geochim. et Cosmochim. Acta.* 1969. V. 33. № 9. P. 1113–1120.
- Lafond E.C., Dietz R.S. Lonar Crater, India, a meteorite crater? // *Meteoritics.* 1964. V. 2. № 2. P. 111–116.
- Maloof A.C., Stewart S.T., Weiss B.P., Soule S.A., Swanson-Hysell N.L., Louzada K.L., Garrick-Bethell I., Poussart P.M. Geology of Lonar crater, India // *Geological Soc. of Am. Bull.* 2010. V. 122. № 1/2. P. 109–126.
- Misra S., Newsom H.E., Shyam Prasad M., Geissman J.W., Dube A., Sengupta D. Geochemical evidence of the impactor for Lonar Crater, India: Solution to a century-old mystery // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2009. V. 44. № 7. P. 1001–1018.
- Mittlefehldt D.W., See T.H., Hörz F. Dissemination and fractionation of projectile materials in the impact melts from Wabar crater, Saudi Arabia // *Meteoritics.* 1992. V. 27. № 4. P. 361–370.
- Mittlefehldt D.W., Hörz F., See T.H., Scott E.R., Mertzman S.A. Geochemistry of target rocks, impact-melt particles, and metallic spherules from Meteor Crater, Arizona: Empirical evidence on the impact process // *Large meteorite impacts III.* Boulder, CO: Geological Society of America, 2005. V. 384. P. 367–390.
- Mougel B., Moynier F., Koeberl C., Wielandt D., Bizzarro M. Identification of a meteoritic component using chromium isotopic composition of impact rocks from the Lonar impact structure, India // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2019. V. 54. № 10. P. 2592–2599.
- Murali A.V., Zolensky M.E., Blanchard D.P. Tektite-like bodies at Lonar crater, India: Implications for the origin of tektites // *J. Geophys. Res: Solid Earth.* 1987. V. 92. № B4. P. E729–E735.
- Nayak V.K. Maskelynite from the Indian impact crater at Lonar // *J. Geol. Soc. India.* 1993. V. 41. № 4. P. 307–312.
- Nayak B., Meyer F.M. Tetrataenite in terrestrial rock // *Am. Mineralogist.* 2015. V. 100. № 1. P. 209–214.
- Osae S., Misra S., Koeberl C., Sengupta D., Ghosh S. Target rocks, impact glasses, and melt rocks from the Lonar impact crater, India: Petrography and geochemistry // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2005. V. 40. № 9/10. P. 1473–1492.
- Pal P.C., Ramana C.V. Lonar lake – volcanic crater or astrophile // *CEG Bulletin.* 1972. P. 114–121.
- Palme H., Grieve R.A.F., Wolf R. Identification of the projectile at the Brent crater, and further considerations of projectile types at terrestrial craters // *Geochim. et Cosmochim. Acta* 1981. V. 45. № 12. P. 2417–2424.
- Pechersky D.M., Markov G.P., Tsel'movich V.A. Pure iron and other magnetic minerals in meteorites // *Sol. Syst. Res.* 2015. V. 49. № 1. P. 61–71.
- Ray D., Upadhyay D., Misra S., Newsom H.E., Ghosh S. New insights on petrography and geochemistry of impactites from the Lonar crater, India // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2017. V. 52. № 8. P. 1577–1599.
- Reid A.M., Park F.R., Cohen A.J. Synthetic metallic spherules in a Philippine tektite // *Geochim. et Cosmochim. Acta.* 1964. V. 28. № 6. P. 1004–1010.
- Schmieder M., Kring D.A. Earth's impact events through geologic time: A list of recommended ages for terrestrial impact structures and deposits // *Astrobiology.* 2020. V. 20. № 1. P. 91–141.
- Schulz T., Luguet A., Wegner W., van Acken D., Koeberl C. Target rocks, impact glasses, and melt rocks from the Lonar crater, India: Highly siderophile element systematic and Sr–Nd–Os isotopic signatures // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2016. V. 51. № 7. P. 1323–1339.
- Son T.H., Koeberl C. Chemical variation in Lonar impact glasses and impactites // *GFF.* 2007. V. 129. № 2. P. 161–176.
- Subrahmanyam B. Lonar crater, India: a crypto-volcanic origin // *Geological Soc. India.* 1985. V. 26. № 5. P. 326–335.
- Thorpe A.N., Senftle F.E. Submicroscopic spherules and color of tektites // *Geochim. et Cosmochim. Acta.* 1964. V. 28. № 6. P. 981–994.
- Trieman A.H., Lindstrom D.J., Schwandt C.S., Franchi I.A., Morgan M.L. A “mesosiderite” rock from northern Siberia, Russia: Not a meteorite // *Meteoritics and Planet. Sci.* 2002. V. 37. № S12. P. B13–B22.
- Welten K.C. Concentrations of siderophile elements in non-magnetic fractions of Antarctic H- and L-chondrites: A quantitative approach on weathering effects // *Meteoritics and Planet. Sci.* 1999. V. 34. № 2. P. 259–270.
- Zanda B., Hewins R.H., Bourot-Denise M., Bland P.A. Albarède F. Formation of solar nebula reservoirs by mixing chondritic components // *Earth and Planet. Sci. Lett.* 2006. V. 248. № 3–4. P. 650–660.

УДК 523.43, 520.3, 535.36

ПРИБОР ODS МИССИИ ЭКЗОМАРС-2022: МОДЕЛИРОВАНИЕ И НАЗЕМНЫЕ ПОЛЕВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ

© 2023 г. В. С. Хоркин^{a, b, *}, А. А. Федорова^a, Ю. С. Доброленский^a, О. И. Кораблев^a, Н. А. Вязоветский^a, И. А. Дзюбан^a, А. Г. Сапгир^a, А. Ю. Титов^a, Д. Толедо^c, Ж.-П. Помро^d, П. Ранну^c

^aИнститут космических исследований РАН, Москва, Россия

^bМосковский государственный университет им. М.В. Ломоносова, физический факультет, Москва, Россия

^cInstituto Nacional de Técnica Aeroespacial, Madrid, Spain

^dLATMOS, Université de Versailles-St-Quentin, Guyancourt, France

*e-mail: vs_khorkin@mail.ru

Поступила в редакцию 29.12.2022 г.

После доработки 01.03.2023 г.

Принята к публикации 06.03.2023 г.

В работе представлены результаты моделирования и наземных полевых измерений прибора ODS (ODS – Optical Depth Sensor), предназначенного для исследования аэрозоля в марсианской атмосфере посредством ежедневных измерений освещенности на поверхности планеты. Прибор являлся частью метеокомплекса, размещенного на посадочной платформе миссии ЭкзоМарс-2022. В статье приведены устройство прибора, его оптическая схема и спектральные характеристики двух каналов. Описаны основные элементы модели для расчета потока излучения, измеряемого прибором, в зависимости от структуры атмосферы, взвешенного в ней аэрозоля и суточного движения Солнца. Расчеты проводились в приближении псевдосферической атмосферы с учетом многократного рассеяния излучения. С использованием созданной модели, адаптированной для земной атмосферы, проведено моделирование сигнала прибора ODS для двух серий наземных полевых измерений на разных широтах. Измеренные суточные зависимости в сравнении с результатами моделирования позволяют определить оптическую толщину с точностью 0.1.

Ключевые слова: ЭкзоМарс-2022, оптическая толщина, атмосфера Марса, оптический аэрозоль, SHDOM

DOI: 10.31857/S0320930X23040059, **EDN:** REFZHQ

ВВЕДЕНИЕ

Пылевые аэрозоли являются одним из важных факторов энергетического баланса атмосферы и климата Марса. Взвешенная в атмосфере пыль эффективно поглощает и рассеивает солнечное излучение, что приводит к перераспределению энергии и нагреву самой атмосферы. Правильный учет распределения пылевого аэрозоля в пространстве и времени необходим при моделировании атмосферного переноса в моделях общей циркуляции атмосферы Марса (Haberle и др., 2017).

Пылевой цикл на Марсе тесно связан с циклами CO₂ и воды. Осаждаемая на поверхности пыль меняет коэффициент отражения льда CO₂, влияя на радиационный баланс в полярных областях и скорость конденсации и сублимации CO₂ (Haberle и др., 2017). Пылевые частицы служат ядрами конденсации при образовании облаков водяного льда (Montmessin и др., 2002). Образование обла-

ков перераспределяет содержание воды в атмосфере и также изменяет радиационный баланс. В свою очередь, ледяные частицы, образовавшиеся на пылевом аэрозоле, способствуют ускоренному осаждению пыли, что влияет на ее вертикальное распределение в атмосфере.

Количественные оценки содержания пыли в атмосфере необходимы для восстановления содержания малых газовых составляющих в ИК-области спектра (Fedorova и др., 2004), а также для правильной интерпретации спектров отражения поверхности (Vincendon и др., 2015). Знание сезонных вариаций количества пыли в атмосфере Марса позволяет определить времена года, когда пыль эффективно поднимается с поверхности планеты, в том числе с “пылевым дьяволом” (вихрь, поднимающий пыль с поверхности планеты и являющийся одним из механизмов, которые могут способствовать очистке поверхностей солнечных панелей и научной аппаратуры поса-

дочных модулей и марсоходов (Haberle и др., 2017; Lorenz и др., 2021)).

Наблюдения показывают, что пыль присутствует в атмосфере Марса круглый год, однако ее количество изменяется в зависимости от сезона. Используя соглашение о нумерации марсианского времени (Clancy и др., 2000), на Марсе можно выделить спокойный сезон ($L_s \sim 0^\circ\text{--}135^\circ$) с низким содержанием пыли в атмосфере и сезон пыли ($L_s \sim 135^\circ\text{--}360^\circ$), в течение которого содержание пыли в атмосфере существенно выше и могут наблюдаться пылевые бури (Haberle и др., 2017). В спокойный сезон оптическая толщина атмосферы в видимом диапазоне спектра варьируется в пределах $\tau = 0.1\text{--}1.0$. В случае же пылевых бурь на Марсе оптическая толщина может достигать значения $\tau = 5$. Оптическая толщина атмосферы Марса в сезон пыли измерялась разными научными миссиями, одними из первых была орбитальная станция Mariner-9 (Martin, 1974), а также орбитальные и посадочные станции Viking-1 и Viking-2. Были получены величины оптической толщины атмосферы в течение нескольких марсианских лет (Zurek, 1982). Позже наблюдение за пылью в атмосфере Марса проводилось при помощи орбитальных аппаратов MGS (Mars Global Surveyor), Mars Odyssey, Mars Express, MRO (Mars Reconnaissance Orbiter) и ExoMars Trace Gas Orbiter (Cantor, 2007; Smith, 2009; Kleinboehl и др., 2020). Полученные данные позволили построить карты оптической толщины в зависимости от сезона (Montabone и др., 2015; 2020). Измерения оптической толщины пыли также проводились и на спускаемых аппаратах/марсоходах, например, Mars Pathfinder (Markiewicz и др., 1999; 2002) или Curiosity (Lemmon и др., 2015; Guzewich и др., 2019). В частности, панорамные камеры, установленные на марсоходах Mars Pathfinder, Spirit, Opportunity позволяли проводить измерения оптической толщины атмосферы, размеров частиц, а также распределения аэрозоля с высотой (Markiewicz и др., 1999; 2002; Lemmon и др., 2015). Работа таких камер была основана на измерении яркости неба при различных зенитных углах наблюдения с применением спектральных светофильтров (Smith и др., 1997). Таким образом, из приведенного краткого анализа видно, что непрерывный мониторинг оптической толщины атмосферы, а также определение оптических параметров частиц, в частности, распределение частиц по размерам, является актуальной и важной задачей. Однако на данный момент большинство наблюдений ведутся дистанционно, что создает сложности при привязке глобальных данных и сравнении измерений с разными научными приборами. Поэтому для измерения параметров оптической толщины пыли с поверхности Марса был предложен прибор ODS, находящийся на посадочной платформе миссии ЭкзоМарс-2022.

В статье представлены основные характеристики прибора ODS, который предназначен для определения среднесуточной оптической толщины атмосферы по данным измерений освещенности у поверхности планеты. Рассматриваемый прибор являлся частью комплекса научной аппаратуры посадочной платформы миссии ЭкзоМарс-2022 (Zelenyi и др., 2015). Прибор ODS требует очень незначительных ресурсов, массы, объема, энергопотребления (Tran и др., 2005; Maria и др., 2006; Toledo и др., 2016b).

Прибор на этом принципе был впервые разработан во Франции в конце 1980-х гг. для малых станций и установлен на аппарате Марс-96, запуск которого закончился неудачей (Linkin и др., 1998; Harri и др., 1998). Прибор состоял из кварцевой полусферы, в центре которой размещался оптический волновод. На поверхность полусферы было нанесено непрозрачное покрытие, формирующее поле зрения прибора. Проходя кварцевую полусферу под определенными углами, свет через волновод попадал на светофильтры и фотодетекторы (Harri и др., 1998). Таким образом, в течение суток ODS измерял либо рассеянное атмосферой солнечное излучение, либо сумму рассеянного и прямого излучения, что позволяло определять оптическую толщину атмосферы. Наличие двух каналов с разными светофильтрами давало возможность получить значение оптической толщины на разных длинах волн, а также параметры аэрозоля, взвешенного в атмосфере. Эта концепция, включающая в себя использование двух спектральных диапазонов и сформированного поля зрения, сохранялась во всех последующих приборах. В дальнейшем, прибор предлагался для установки на посадочные аппараты марсианских метеосетей (NASA PASCAL, Mars meteorological network, CNES NETLANDER), однако по разным причинам эти проекты не были реализованы. Еще один прибор SIS (Solar Irradiance Sensor) для измерения оптической толщины был установлен на посадочной платформе Schiaparelli миссии ЭкзоМарс-2016 (аппарат потерпел неудачу при посадке). Он имел иное конструктивное исполнение по сравнению с описанным в настоящей работе прибором ODS — на сторонах треугольной пирамиды располагались три фотодетектора, которые измеряли освещенность в течение суток (Toledo и др., 2017). В любой момент времени только два из трех фотодетекторов могли наблюдать прямое солнечное излучение, оставшийся детектор регистрировал рассеянное излучение. В результате прибор позволял определять оптическую толщину атмосферы и основные параметры аэрозоля, взвешенного в ней (Toledo и др., 2017). Несмотря на неудачи с марсианскими аппаратами, эксперимент ODS был успешно испытан при наблюдении за параметрами земной атмосферы (Toledo, 2015; Toledo и др., 2016b). В частности, проведены две успешные кампании

по измерению оптических свойств атмосферы в Буркина-Фасо (Уагадугу) в 2004–2005 гг. (Toledo и др., 2016b) и в Бразилии (Бауру) в 2012–2013 гг. (Toledo, 2015).

В 2015–2021 гг. ИКИ РАН в сотрудничестве с французскими коллегами провел адаптацию прибора ODS для установки на посадочную платформу проекта ЭкзоМарс-2022 (Zelenyi и др., 2015). Фактически, на основе прежней оптической схемы ODS был разработан новый прибор. Он был изготовлен, испытан и установлен на посадочной платформе научной миссии ЭкзоМарс-2022, которая проводится совместно ESA (Европейское космическое агентство) и Роскосмосом (на момент публикации статьи научная миссия ЭкзоМарс-2022 не реализована). Изменения в оптической схеме прибора, как и ее подробное описание будут подробно описаны в следующем разделе статьи, но кроме изменений в оптической схеме была переработана и конструкция прибора: в отличие от французской версии, оптическая и электронная части прибора собраны в едином корпусе. Как отмечалось выше, прибор являлся частью метеокомплекса. Научной задачей метеокомплекса являлся длительный мониторинг атмосферы Марса и ее состава, наблюдение за климатом планеты, а также изучение взаимодействия атмосферы и поверхности планеты. Приборы метеокомплекса, в том числе и ODS, располагались на посадочной платформе ЭкзоМарс-2022. Общий вид ODS показан на рис. 1.

В статье представлены основные характеристики прибора ODS. Описана созданная модель по расчету интенсивности рассеянного излучения в зависимости от характеристик атмосферы. Приведены результаты моделирования сигнала ODS для различных оптических толщин атмосферы и типов атмосферного аэрозоля. Подробно обсуждаются результаты проведенных полевых измерений и их сравнение с результатами моделирования. Основная цель проведенных и представленных в статье измерений – верификация моделирования оптической схемы прибора, а также исследование прохождения Солнца по полю зрения при различных положениях прибора в зависимости от даты и места проведения измерений.

ПРИНЦИП РАБОТЫ И УСТРОЙСТВО ПРИБОРА ODS

В основе работы прибора лежит измерение интенсивности прямого и рассеянного солнечного излучения в течение дня в двух спектральных каналах, условно называемых синим и красным. Синий канал регистрирует излучение в диапазоне 350–460 нм, а красный – в диапазоне 730–1020 нм. Устройство и оптическая схема прибора ODS изображены на рис. 2а и 2б.



Рис. 1. Общий вид прибора ODS. В верхней части размещен оптический тракт, в нижней – плата электроники.

На рис. 2а представлен разрез прибора ODS, а на рис. 2б – принципиальная оптическая схема с изображением хода лучей. Как видно из рис. 2а, красный и синий каналы имеют независимые оптические тракты: синий канал показан слева на рис. 2а, а красный канал – справа. Каждый канал состоит из входной диафрагмы (1), двух параболических зеркал (2) и (3), между которыми заключена маска (4), светофильтра (5) и фотодетектора (6). Сигнал с фотодетектора поступает на логарифмический усилитель (не показан на рис. 2а), который преобразует фототок в выходное напряжение. Используемый усилитель позволяет регистрировать оптическое излучение с разными уровнями интенсивности: от слабого рассеянного излучения ($\sim 10^{-6}$ Вт/м²) до прямого солнечного излучения ($\sim 10^2$ Вт/м²).

Как видно из рис. 2а, единственным различием между каналами являются светофильтры. В синем канале в качестве светофильтра используется стекло СС-15 толщиной $d = 3$ мм, а в красном канале – склейка из двух стекол ФС-6 ($d = 2$ мм) и КС-19 ($d = 1$ мм). В обоих каналах ODS используется фотодиод Hamamatsu S1336-44BK. Данная конструкция прибора ODS, изображенная на рис. 2а, использовалась французскими коллегами при измерениях земной атмосферы (Toledo, 2015; Toledo и др., 2016b). Для установки ODS на посадочную платформу миссии ЭкзоМарс-2022 потребовалось снизить габариты и вес прибора; оптическая схема была оптимизирована с учетом характеристик приведенных выше светофильтров, которые обладают лучшим пропусканием по сравнению с французским прибором. На рис. 3а приведены спектральные характеристики используемых све-

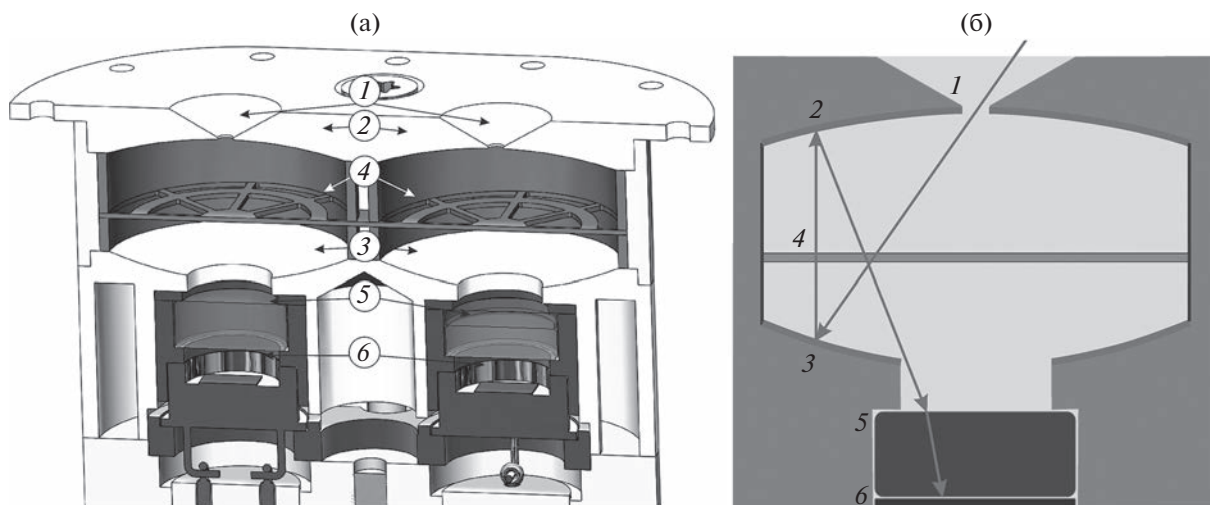


Рис. 2. Внутреннее устройство прибора ODS (а) и схематическое изображение хода лучей в приборе ODS (б). Устройство прибора ODS: 1 – входная диафрагма, 2 и 3 – параболические зеркала, 4 – маска, 5 – светофильтр, 6 – фотодетектор.

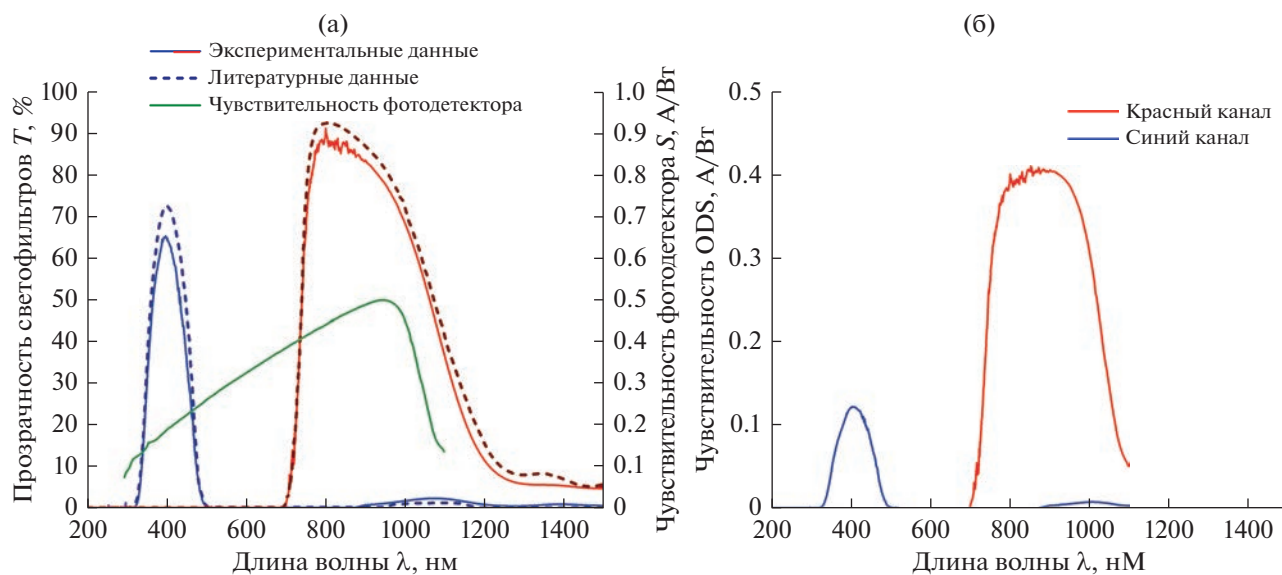


Рис. 3. Спектральные характеристики прибора ODS: (а) – спектральные характеристики оптических фильтров и фотодетектора, входящих в состав прибора; (б) – спектральная чувствительность красного и синего каналов ODS.

тофильтров и фотодиода, а на рис. 3б – чувствительность каждого из каналов ODS.

На рис. 3а пунктирными кривыми представлены литературные данные о спектральных характеристиках используемых светофильтров в синем и красном каналах ODS (Каталог компании “Электростекло”), а сплошными линиями обозначены экспериментально измеренные зависимости пропускания. Измерения проводились при помощи двух спектрометров – Ocean Optics HR4000 (рабочий диапазон длин волн $\lambda = 250\text{--}700\text{ нм}$) и Yokogawa A06370C (рабочий диапазон длин волн $\lambda = 600\text{--}1500\text{ нм}$). Из рис. 3а видно хо-

рошее совпадение между экспериментальными и теоретическими зависимостями пропускания светофильтров, отличия не превышают 10% по абсолютной величине пропускания. Также на рис. 3а показана спектральная чувствительность фотодиода Hamamatsu S1336-44BK, зеленая кривая (Hamamatsu datasheet). Максимальная чувствительность фотодиода достигается на длине волны $\lambda = 950\text{ нм}$. На рис. 3б представлена зависимость спектральной чувствительности каждого канала ODS, являющейся произведением пропускания светофильтра и чувствительности фотодетектора. Из зависимостей на рис. 3а и 3б следует, что спектральный диапазон синего канала

ODS главным образом определяется пропусканием светофильтра, а диапазон красного канала — как пропусканием светофильтра, так и чувствительностью детектора. В частности, длинноволновая граница красного канала определяется красной границей фотодиода и приблизительно равна $\lambda = 1020$ нм. Данные зависимости использовались при проведении моделирования выходного сигнала ODS. Основные принципы проведенного моделирования, а также его результаты представлены ниже.

Характерный вид выходного сигнала для случая безоблачной атмосферы представлен на рис. 4. Измерения были проведены 09.09.2021 г. в поселке Витино (Крым).

На рис. 4 вертикальными пунктирными линиями отмечен промежуток времени, в течение которого прибор ODS мог детектировать как рассеянное, так и прямое солнечное излучение — с 11:00 до 12:45 и с 13:00 до 14:15. Также на данном рисунке вертикальными штриховыми линиями представлено время восхода (06:18) и заката Солнца (19:10) для указанной даты и места измерений. Из уровней сигнала при прямом и рассеянном солнечном излучении можно определить среднесуточное значение оптической толщины атмосферы. Кроме того, наличие двух спектральных каналов позволяет определить характерный размер аэрозоля в атмосфере (Toledo и др., 2016b).

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫХОДНОГО СИГНАЛА ПРИБОРА ODS

В данном разделе приведены исходные данные, использованные при моделировании атмосферы и величины рассеянного ею излучения. Расчет проводился в соответствии с типом выбранного аэрозоля, его эффективным размером, вертикальным распределением в атмосфере, оптической толщиной атмосферы, а также с учетом типа подстилающей поверхности, места и времени измерений с ODS. Учитывая перечисленные параметры и представленные выше характеристики прибора (поле зрения и спектральная чувствительность двух оптических каналов), можно рассчитать величину выходного сигнала при помощи следующего выражения (Toledo и др., 2016b):

$$\begin{aligned}
 i = & S_{\text{pupil}} \int_0^{\infty} R_{\text{diode}}(\lambda) T_{\text{filter}}(\lambda) T_{\text{mask}} \times \\
 & \times (\mu_0, \phi_0, \lambda) \mu_0 \Phi \exp(-\tau/\mu_0) d\lambda + \\
 & + S_{\text{pupil}} \int_0^{\infty} \int_0^{2\pi} \int_{-1}^0 I(\tau, \mu_0, \mu, \phi, \lambda) R_{\text{diode}}(\lambda) \times \\
 & \times T_{\text{filter}}(\lambda) T_{\text{mask}}(\mu_0, \phi_0, \lambda) \mu d\mu d\phi d\lambda,
 \end{aligned} \quad (1)$$

где i — фототок на выходе фотодетектора, S_{pupil} — площадь входного зрачка, $R_{\text{diode}}(\lambda)$ — спектральная

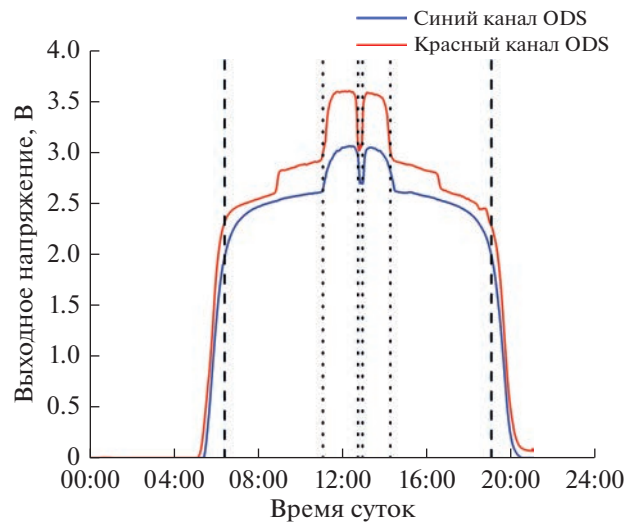


Рис. 4. Выходной сигнал прибора ODS в случае безоблачной атмосферы.

чувствительность фотодетектора, $T_{\text{mask}}(\mu_0, \phi_0, \lambda)$ — поле зрения прибора, Φ — интенсивность солнечного излучения, τ — оптическая толщина атмосферы, μ_0 — косинус солнечного зенитного угла θ_0 , ϕ_0 — солнечный азимутальный угол, $I(\tau, \mu_0, \mu, \phi, \lambda)$ — интенсивность рассеянного атмосферой излучения с длиной волны λ , приходящего с направления μ, ϕ (μ — косинус зенитного угла наблюдения θ , ϕ — азимутальный угол наблюдения) при условии, что положение Солнца определяется величинами μ_0 и ϕ_0 . Как видно из выражения (1), выходной сигнал с фотодетектора складывается из двух слагаемых: первое описывает воздействие прямого солнечного излучения, второе — воздействие излучения, рассеянного в атмосфере. Форма выходного сигнала напрямую зависит от поля зрения прибора $T_{\text{mask}}(\mu_0, \phi_0, \lambda)$ и его установки в ходе измерений, что будет показано далее. Общий вид поля зрения ODS приведен на рис. 5 при помощи цветовой карты. Красному цвету соответствует максимальная величина пропускания, а синему — минимальная. При этом само поле зрения представлено в полярных координатах, где вдоль радиуса отложена величина зенитного угла наблюдения θ , а азимутальный угол на рис. 5 соответствует азимутальному углу наблюдения ϕ .

Из рис. 5 следует, что представленная функция пропускания поля зрения прибора ODS является периодически повторяющейся для азимутального угла ϕ с периодом 45° . Пропускание поля зрения отлично от нуля в интервале зенитных углов $\theta = 19^\circ - 30^\circ$ и $\theta = 35^\circ - 43^\circ$. Максимальная величина пропускания составляет около 70%, что определяется потерями на двух параболических зеркалах, установленных в каждом из каналов ODS (рис. 2а).

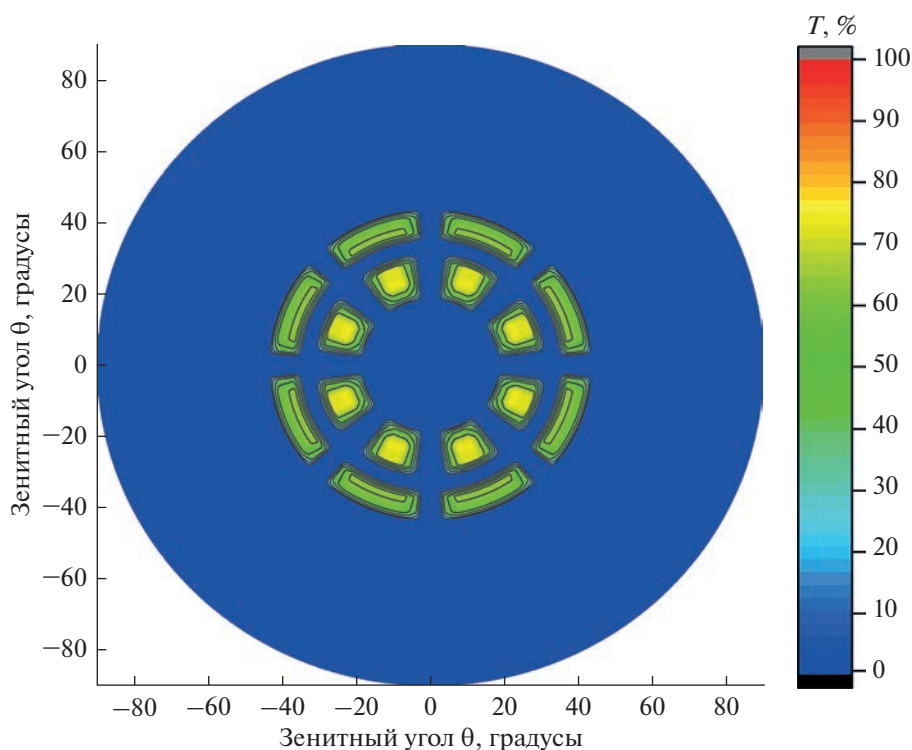


Рис. 5. Поле зрения прибора ODS, цветовая шкала обозначает величину пропускания оптической схемы прибора.

Модель по обработке выходного сигнала ODS основывается на расчете интенсивности рассеянного излучения при помощи программы с открытым кодом SHDOM (Spherical Harmonic Discrete Ordinate Method — метод сферических гармоник и дискретных ординат) (Evans, 2007). При помощи этой программы производится расчет интенсивности рассеянного излучения в приближении многократного рассеяния для псевдосферической геометрии атмосферы с учетом подстилающей поверхности. Созданная модель была адаптирована для земной атмосферы, где в качестве исходных данных использовались разные типы аэрозоля — песок, морская соль, углеродистый аэрозоль и т.д. Тип аэрозоля выбирался в зависимости от места проведения верификационных измерений. Основные параметры рассеяния, такие как экстинкция, альbedo однократного рассеяния, параметр асимметрии, а также индикатриса рассеяния для каждого типа аэрозоля рассчитывались при помощи теории Ми (Тимофеев, Васильев, 2003). При расчетах считалось, что частицы имеют сферическую форму, а зависимость концентрации от их размеров подчиняется логнормальному распределению (Тимофеев, Васильев, 2003). При этом также полагалось, что рассеяние на каждой частице происходит независимо от других частиц, а при рассеянии оптическое излучение не меняет длину волны (отсутствуют квантовые переходы). Также считалось, что аэрозоль находится в состоянии равновесия в атмосфере и

скорость вертикального переноса вещества является малой. Поэтому использовалось экспоненциальное распределение концентрации аэрозоля с характерной высотой распределения аэрозоля в атмосфере $H_0 = 3\text{--}5$ км. Кроме рассеяния излучения на аэрозоле, при проведении вычислений было учтено рэлеевское рассеяние (Bodhaine и др., 1999). В качестве начальных данных для расчета экстинкции слоя атмосферы из-за рассеяния Рэлея использовались профили температуры и давления, полученные из базы данных ERA5 (Hersbach и др., 2020). Земная поверхность моделировалась ламбертовой поверхностью с фиксированным альбедо. Расчет проводился для солнечных зенитных углов θ_0 в интервале $\theta_0 = 0^\circ\text{--}86^\circ$ с шагом 1° , при этом для каждого положения Солнца рассчитывались интенсивности рассеянного излучения $I(\tau, \mu_0, \mu, \phi, \lambda)$ для зенитных и азимутальных углов наблюдения в интервалах $\theta = 0^\circ\text{--}90^\circ$ и $\phi = 0^\circ\text{--}360^\circ$ с шагом 1° для обеих координат θ, ϕ , соответственно. Интенсивность рассеянного излучения вычислялась для всех длин волн λ каждого канала ODS с шагом в 10 нм. Следует отметить, что в литературе представлены результаты аналогичного моделирования для французского прототипа прибора ODS (Toledo, 2015; Toledo и др., 2016a). В этих работах подробно обсуждаются вопросы влияния параметров моделирования (эффективный радиус аэрозоля, его распределение в атмосфере с высотой, оптическая

толщина атмосферы) на выходной сигнал ODS. Наибольшее влияние на вид выходного сигнала с ODS оказывает величина оптической толщины атмосферы, при этом изменение параметров распределения частиц (r_{eff} и V_{eff}) оказывают менее выраженное влияние на вид выходного сигнала с ODS (Toledo и др., 2016a).

Величина фототока, рассчитанная при помощи выражения (1), преобразовывалась в выходное напряжение по следующей формуле (фототок i выражен в наноамперах):

$$V_{\text{out}}[\text{V}] = 0.477 \times \lg(i) + 1.661, [i] = \text{nA}. \quad (2)$$

Полученное в результате лабораторных калибровок выражение (2) описывает характеристику логарифмических усилителей, установленных на выходе каждого оптического канала ODS.

В качестве примера на рис. 6а и 6б приведены результаты расчета выходного сигнала для двух спектральных каналов ODS в зависимости от величины оптической толщины аэрозоля в атмосфере $\tau_A = 0.05, 0.1, 0.2, 0.4, 0.8$. Расчет проводился для углеродистого аэрозоля с эффективным радиусом $r_{\text{eff}} = 0.3$ мкм, распределенного в атмосфере по экспоненциальному закону с характерной высотой $H_0 = 3$ км. В данных расчетах альбедо поверхности было выбрано равным $A = 0.3$, что соответствует сухому бетону (Тимофеев, Васильев, 2003).

Из представленных результатов видно, что при увеличении оптической толщины аэрозоля τ_A уменьшается выходной сигнал, обусловленный прямым солнечным излучением. Однако сигнал, обусловленный рассеянием излучения в атмосфере, увеличивается. Наиболее ярко данный эффект проявляется в красном канале ODS, рис. 6б. Такая зависимость выходного сигнала от оптической толщины аэрозоля связана с наличием рассеяния Рэлея, которое наиболее сильно проявляется в синем канале ODS. Зависимость оптической толщины рэлеевского рассеяния τ_R от длины волны света приведена на рис. 6в. Из рисунка следует, что среднее значение τ_R в синем спектральном канале составляет около $\tau_R \sim 0.5$, тогда как в красном канале — $\tau_R \sim 0.03$. Поэтому в синем канале большой вклад в рассеяние излучения вносит рассеяние Рэлея, что проявляется в слабой зависимости выходного сигнала от величины оптической толщины аэрозоля τ_A (рис. 6а).

Верификационные измерения прибора ODS проходили в Москве в июле 2021 г. и в Крыму в сентябре 2021 г. Представленные на рис. 6а и 6б теоретические кривые использовались для обработки полученных экспериментальных данных с целью проверки правильности моделирования оптической схемы, а также для анализа влияния ориентации прибора ODS на вид его выходного сигнала в зависимости от места и времени прове-

денных измерений. Полученные теоретические зависимости также использовались для оценки оптической толщины атмосферы τ в двух спектральных каналах ODS для указанных измерений. При проведении моделирования положение прибора (поворот маски вокруг оси симметрии) подбиралось таким образом, чтобы достичь наилучшего совпадения с экспериментальными данными. Эти результаты представлены в следующем разделе статьи.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНЫХ ВЕРИФИКАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

В данном разделе описаны результаты проведенных в 2021 г. верификационных измерений в г. Москва и в пос. Витино (Крым). Указанные измерения проводились в разное время и в разных условиях с целью проверки правильности созданной модели рассеяния солнечного излучения в атмосфере. В ходе моделирования использовались разные типы оптического аэрозоля: для обработки измерений, проведенных в Москве, был выбран углеродистый аэрозоль, а для обработки измерений в Витино — морская соль и песчаный аэрозоль. Результаты этих измерений, а также результаты моделирования приведены на рис. 7а и 7б и 8а и 8б. На рис. 7а и 8а представлены экспериментальные и модельные зависимости выходного сигнала ODS от местного времени суток, а на рис. 7б и 8б приведена часть поля зрения прибора ODS с наложенной зависимостью суточного движения Солнца для указанного места и времени проведения измерений. По представленным на этих рисунках зависимостям можно наглядно оценить время, в течение которого прямое солнечное излучение может проходить через поле зрения прибора ODS.

Из представленных результатов видно, что при проведении измерений в Москве в 14.07.2021 г. только первая половина дня была безоблачной. Облачная погода во второй половине дня сильно повлияла на сигнал ODS, вызвав его хаотические изменения, поэтому в качестве основы для моделирования была выбрана та часть данных, которая обозначена вертикальными штриховыми линиями на рис. 7а. Слева выбранный диапазон ограничен временем 4 ч 50 мин местного времени (UTC+3), а справа — временем появления облачности, приблизительно 11 ч 15 мин. Для выбранного участка было проведено моделирование выходного сигнала ODS, а также поиск оптимального значения оптической толщины атмосферы τ для каждого спектрального канала ODS.

Поиск оптимального значения оптической толщины τ проводился путем минимизации функционала следующего вида:

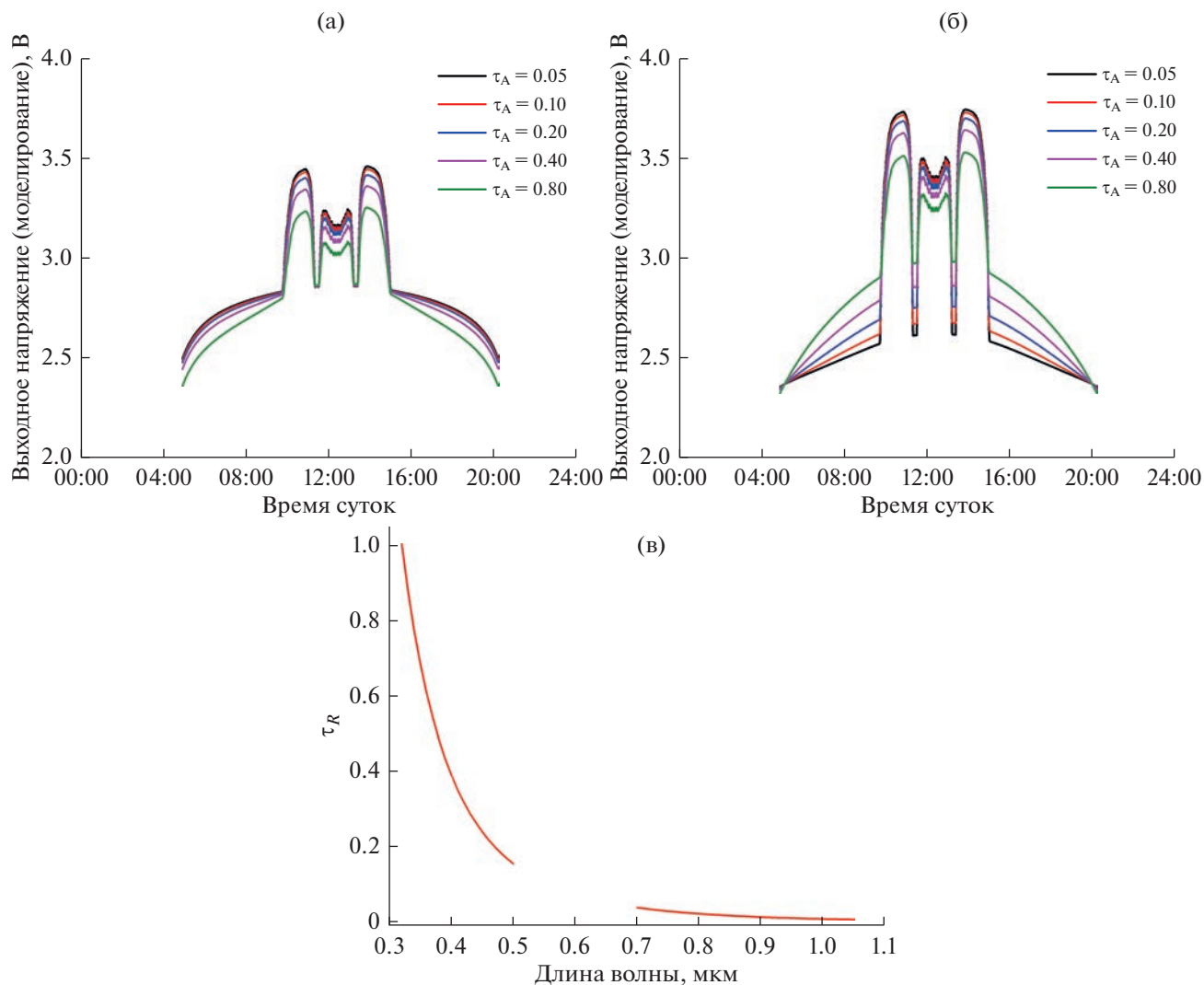


Рис. 6. Моделирование выходного сигнала ODS при рассеянии на углеродистом аэрозоле для разной оптической толщины в двух спектральных каналах: (а) – синий канал, (б) – красный канал, (в) – оптическая толщина атмосферы, обусловленная рассеянием Рэлея, в зависимости от длины волн.

$$\Psi(\tau) = \sum_{i=1}^N ([S_{\text{exp}}(t_i) - O(t_i, \tau)] / O(t_i, \tau))^2, \quad (3)$$

где $S_{\text{exp}}(t_i)$ – величина сигнала, измеренная с прибором ODS в момент времени t_i , $O(t_i, \tau)$ – величина смоделированного сигнала в момент времени t_i и при оптической толщине атмосферы τ . Важно отметить, что синий и красный спектральные каналы ODS обрабатывались отдельно друг от друга, поэтому ниже будут приведены оптические толщины для каждого спектрального канала в отдельности.

На рис. 7а сигнал $S_{\text{exp}}(t_i)$ представлен сплошными кривыми, цвет которых соответствует спектральному каналу ODS (синему и красному, соответственно), а теоретический сигнал $O(t_i, \tau)$ – пунктирными кривыми с таким же принципом

определения цвета. Как следует из представленных на рис. 7а зависимостей, получено хорошее совпадение между экспериментальными и модельными зависимостями, полученными путем минимизации функционала (3). Оптическая толщина атмосферы, которая соответствует приведенным модельным зависимостям, оказалась равной $\tau = 0.83 \pm 0.19$ для синего спектрального канала и $\tau = 0.41 \pm 0.09$ для красного. Данные ODS, полученные вблизи времени восхода Солнца (4 ч 4 мин местного времени, UTC+3) в представленном расчете не учитывались, так как измерения проводились в мегаполисе, где присутствует много искусственного освещения, дающего паразитную засветку поля зрения прибора. В созданной модели искусственное освещение не учитывалось.

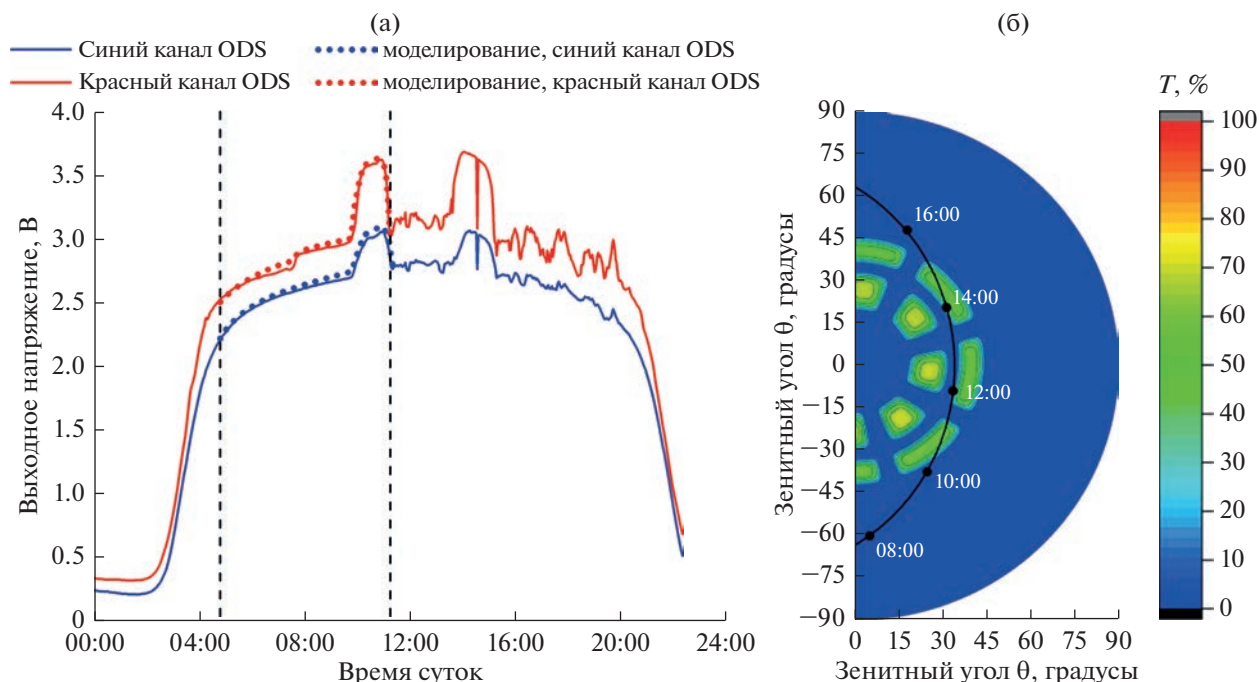


Рис. 7. Результаты верификационных измерений в Москве 14.07.2021 г.: (а) — выходной сигнал ODS с наложенными модельными зависимостями; (б) — поле зрения прибора ODS с наложенной траекторией движения Солнца.

На рис. 7б представлена часть поля зрения прибора ODS в виде цветовой карты (аналогично рис. 5), на которую наложена кривая суточного хода солнца в Москве в 14.07.2021 г. Точками отмечено положение Солнца на небесной сфере в определенное время суток. Из этой зависимости следует, что наблюдение прямого солнечного излучения с прибором ODS было возможно приблизительно с 10:00 до 11:15 и с 13:30 до 15:15, что подтверждается результатами моделирования и измерений (рис. 7а).

Также из рис. 7а видно, что вблизи полудня в красном спектральном канале наблюдается пьедестал в выходном сигнале, который не наблюдается в синем канале. Данное поведение выходного сигнала связано с конструктивными особенностями прибора ODS, так как во-первых, изменение сигнала происходит скачкообразно, что вряд ли может быть объяснено атмосферными эффектами, а во-вторых, данный эффект наблюдается лишь в одном спектральном диапазоне. Данный эффект наблюдается и в результатах полевых измерений, проведенных в Витино (рис. 8а). Более подробно этот эффект рассмотрен ниже.

На рис. 8а представлены результаты, полученные в ходе измерений в Витино в 09.09.2021 г. (черноморское побережье Крыма). Как видно из рис. 8а, на протяжении всего дня 09.09.2021 г. наблюдалась безоблачная погода, поэтому моделирование проводилось для всей длительности светового дня: от 6:21 (восход Солнца) до 19:08 (закат

Солнца) по местному времени (UTC+3). В данном случае при моделировании в качестве аэрозоля был выбран песок. Эффективный радиус частиц был равен $r_{\text{eff}} = 0.1$ мкм, а альбедо поверхности $A = 0.1$, что соответствует водной поверхности ($A = 0.05-0.1$) или почве ($A = 0.05-0.15$). Из рис. 8а видно хорошее совпадение между теоретическими и экспериментальными данными, что подтверждает правильность выбора типа аэрозоля и подстилающей поверхности. На основе проведенного моделирования были получены следующие значения оптической толщины для синего и красного спектральных каналов: $\tau = 0.67 \pm 0.08$ и $\tau = 0.12 \pm 0.07$ соответственно. Следует отметить, что, в отличие от результатов, полученных в Москве, по результатам измерений в Витино наблюдается хорошее совпадение экспериментальных и модельных зависимостей сигнала на выходе ODS вблизи восхода и заката Солнца. На рис. 8б представлена часть поля зрения прибора ODS с наложенной траекторией движения Солнца в Витино в 09.09.2021 г.

На рис. 8а также можно видеть пьедестал в сигнале красного канала ODS, аналогичный московским измерениям (рис. 7а). Данный эффект связан с тем, что в определенном интервале углов падающее оптическое излучение проходит через входную апертуру (1) и попадает на внутреннюю стенку прибора ODS, минуя зеркала (2) и (3) и маску (4) (рис. 9). Рассеяние прямого солнечного излучения от поверхности стенки создает допол-

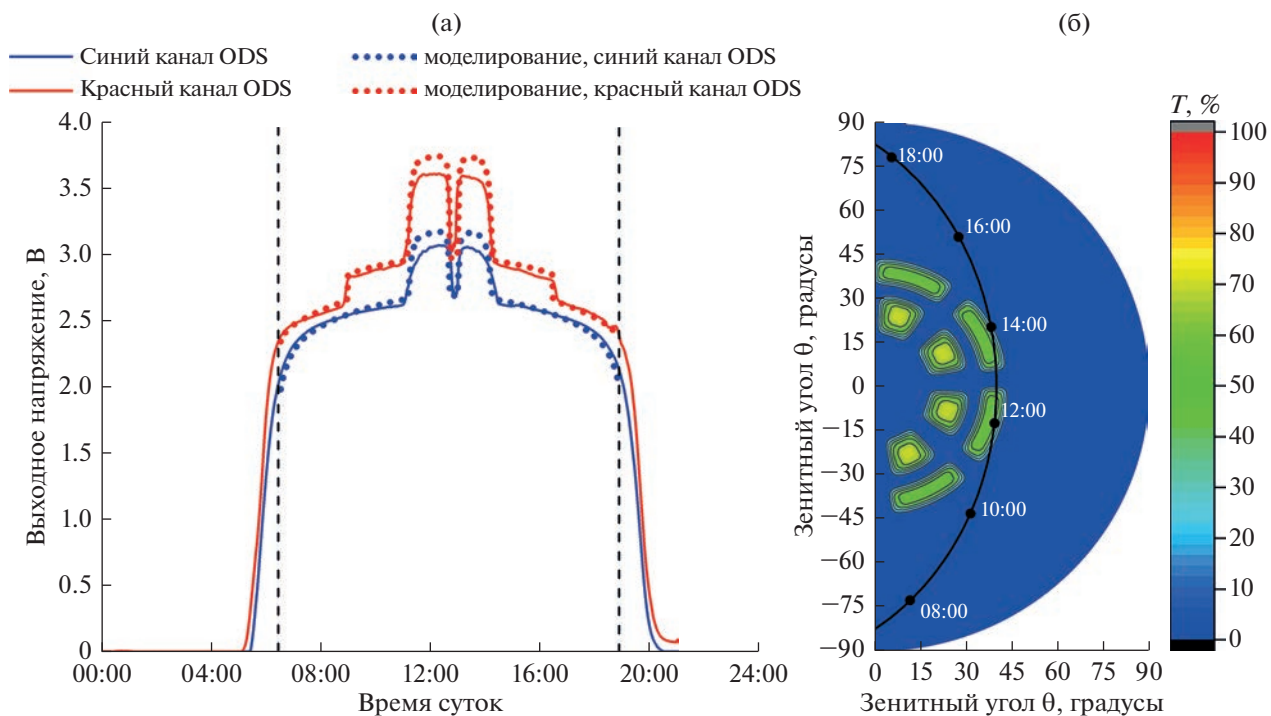


Рис. 8. Результаты верификационных измерений в Витино 09.09.2021 г.: (а) – выходной сигнал ODS с наложенными модельными зависимостями; (б) – поле зрения прибора ODS с наложенной траекторией движения Солнца.

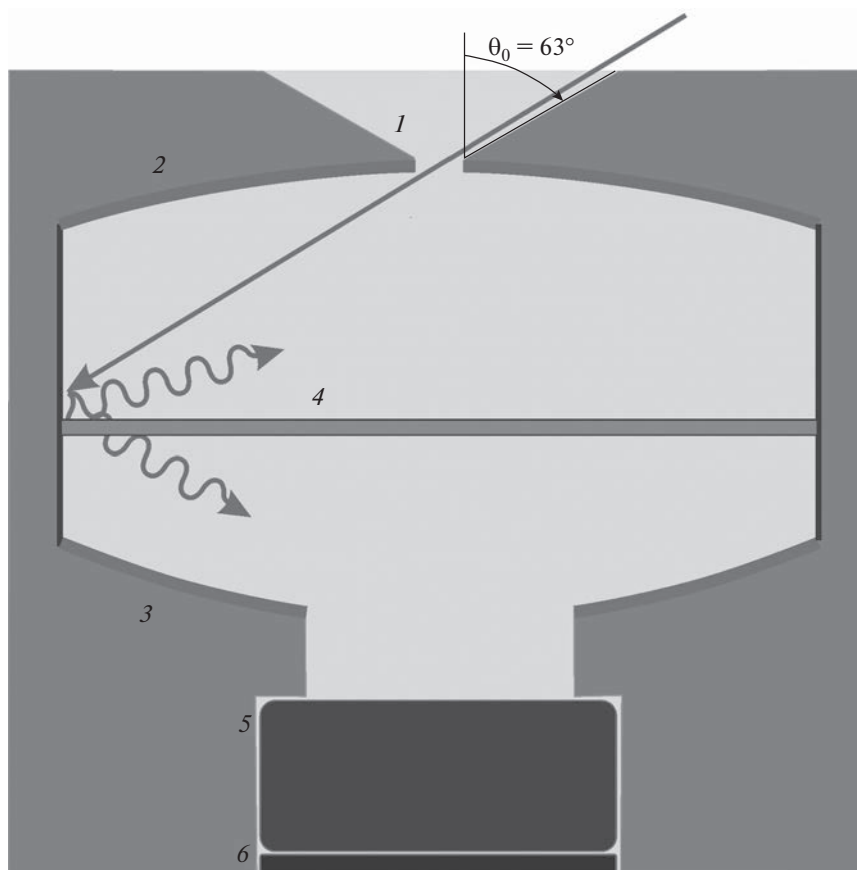


Рис. 9. Оптическая схема прибора с ходом лучей, поясняющая пьедестал выходного сигнала; цифрами обозначены: 1 – входная диафрагма, 2 и 3 – параболические зеркала, 4 – маска, 5 – светофильтр, 6 – фотодетектор.

нительную засветку на фотодетекторе. Подтверждением этому является тот факт, что момент времени, при котором появляется данный скачок сигнала в красном канале, связан с солнечным зенитным углом θ_0 , который оказался равен $\theta_0 = 63^\circ$. Этой же величине равен угол наклона фаски при входном зрачке на входной плоскости прибора ODS (рис. 9).

Для наблюдения пьедестала сигнала в синем канале прибора были проведены лабораторные измерения, в ходе которых на входной зрачок ODS посылалось мощное лазерное излучение (He-Cd лазер, длина волны $\lambda = 442$ нм) под различными углами θ_0 . В результате был обнаружен аналогичный красному каналу ход зависимости сигнала от угла θ_0 . При этом величина критического угла, при превышении которого выходной сигнал ODS обращался в нуль, составила $\theta_0 = 62^\circ \pm 1^\circ$, что в пределах погрешности совпадает с углом наклона фаски. В условиях же полевых измерений скачок выходного сигнала в синем канале ODS не наблюдался из-за недостаточной интенсивности солнечного излучения, а также из-за характеристик анодного покрытия внутренних стенок прибора, по всей видимости, имеющих более слабый коэффициент отражения в синей части спектра.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье приведено описание прибора ODS, который предназначен для измерения среднесуточной величины оптической толщины атмосферы Марса. Прибор был включен в состав метеоконтекста посадочной платформы миссии Экзо-Марс-2022. Приведены оптическая схема и спектральные характеристики двух оптических каналов ODS. Описана методика моделирования прямого и рассеянного солнечного излучения в зависимости от типа и параметров аэрозоля, взвешенного в атмосфере. Представлены результаты проведенных верификационных измерений прибора ODS в Москве и в Витино (Крым). Полученные результаты демонстрируют удовлетворительное совпадение между модельными и экспериментальными данными, что показывает адекватность описания оптических свойств атмосферы и параметров прибора ODS в созданной модели.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Каталог производственной компании ООО “Электростекло”, Спектральные характеристики пропускания образцов цветного стекла. http://www.elektrosteklo.ru/Elektrosteklo_Color_Glass_Spectral_Transmittance.pdf

Тимофеев Ю.М., Васильев А.В. Теоретические основы атмосферной оптики. Санкт-Петербург: Наука, 2003. 473 с.

- Bodhaine B.A., Wood N.B., Dutton E.G., Slusser J.R. On Rayleigh Optical Depth Calculations // J. Atmospheric and Oceanic Technology. 1999. V. 16. P. 1854–1861.
- Cantor B.A. MOC observations of the 2001 Mars planet-encircling dust storm // Icarus. 2007. V. 186. P. 60–96. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2006.08.019>
- Clancy R.T., Sandor B.J., Wolff M.J., Moriarty-Schieven G. The orbital (Ls) variation of thermal structure over the 60–80 km Mars atmospheric region // J. Geophys. Res. 2000. V. 105. № E4. P. 9553–9572.
- Evans K.F. SHDOMPPDA: A Radiative Transfer Model for Cloudy Sky Data Assimilation // J. Atmos. Sci. Special section. 2007. P. 3854–3864. <https://doi.org/10.1175/2006JAS2047.1>
- Fedorova A.A., Rodin A.V., Baklanova I.V. Seasonal cycle of water vapor in the atmosphere of Mars as revealed from the MAWD/Viking 1 and 2 experiment // Sol. Syst. Res. 2004. V. 38. P. 421–433. <https://doi.org/10.1007/s11208-005-0009-2>
- Guzewich S.D., Lemmon M., Smith C.L., Martínez G., de Vicente-Retortillo Á., Newman C.E., Baker M., Campbell C., Cooper B., Gómez-Elvira J., Harri A.-M., Hassler D., Martin-Torres F.J., McConnochie T., Moores J.E., Kahanpää H., Khayat A., Richardson M.I., Smith M.D., Sullivan R., Juárez M.T., Vasavada A.R., Viúdez-Moreiras D., Zeitlin C., Mier M.-P.Z. Mars Science Laboratory observations of the 2018/Mars year 34 global dust storm // Geophys. Res. Lett. 2019. V. 46. P. 71–79. <https://doi.org/10.1029/2018GL080839>
- Haberle R., Clancy R., Forget F., Smith M., Zurek R. The Atmosphere and Climate of Mars. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2017. 588 p. <https://doi.org/10.1017/9781139060172>
- Hamamatsu datasheet, <https://www.hamamatsu.com/eu/en/product/optical-sensors/photodiodes/si-photodiodes/S1336-8BK.html>
- Harri A.-M., Linkin V., Polkko J., Marov M., Pommereau J.-P., Lipatov A., Siili T., Manuilov K., Lebedev V., Lehto A., Pellinen R., Pirjola R., Carpentier T., Malique C., Markarov V., Khlostova L., Esposito L., Maki J., Lawrence G., Lystsev V. Meteorological observations on Martian surface: Met-packages of Mars-96 Small Stations and Penetrators // Planet. and Space Sci. 1998. V. 46. Iss. 6–7. P. 779–793. [https://doi.org/10.1016/S0032-0633\(98\)00012-9](https://doi.org/10.1016/S0032-0633(98)00012-9)
- Hersbach H., Bell B., Berrisford P., Hirahara S., Horányi A., Muñoz-Sabater J., Nicolas J., Peubey C., Radu R., Schepers D., Simmons A., Soci C., Abdalla S., Abellan X., Balsamo G., Bechtold P., Biavati G., Bidlot J., Bonavita M., Chiara G., Dahlgren P., Dee D., Diamantakis M., Dragani R., Flemming J., Forbes R., Fuentes M., Geer A., Haimberger L., Healy S., Hogan R., Hólm E., Janisková M., Keeley S., Laloyaux P., Lopez P., Lupu C., Radnoti G., Rosnay P., Rozum I., Vamborg F., Villaume S., Thépaut J.-N. The ERA5 global reanalysis // Quart. J. Roy. Meteorol. Soc. 2020. V. 146. Iss. 730. P. 1999–2049. <https://doi.org/10.1002/qj.3803>
- Kleinboehl A., Spiga A., Kass D.M., Shirley J.H., Millour E., Montabone L., Forget F. Diurnal variations of dust during the 2018 global dust storm observed by the Mars Climate Sounder // J. Geophys. Res.: Planets. 2020.

- V. 125. id. e2019JE006115 (21 p.).
<https://doi.org/10.1029/2019JE006115>.
- Lemmon M.T., Wolff M.J., Bell J.F., Smith M.D., Cantor B.A., Smith P.H.* Dust aerosol, clouds, and the atmospheric optical depth record over 5 Mars years of the Mars Exploration Rover mission // *Icarus*. 2015. V. 251. P. 96–111.
<https://doi.org/10.1016/j.icarus.2014.03.029>
- Linkin V., Harri A.-M., Lipatov A., Belostotskaja K., Derbunovich B., Ekonomov A., Khloustova L., Kremnev R., Makarov V., Martinov B., Nenarokov D., Prostov M., Pustovalov A., Shustko G., Järvinen I., Kivilinna H., Korpela S., Kumpulainen K., Lehto A., Pellinen R., Pirjola R., Riihelä P., Salminen A., Schmidt W., Siili T., Blamont J., Carpentier T., Debuss A., Hua C.T., Karczewski J.-F., Laplace H., Levacher P., Lognonné Ph., Malique C., Menvielle M., Mouli G., Pommereau J.-P., Quotb K., Runavot J., Vienne D., Grünthaler F., Kuhnke F., Musmann G., Rieder R., Wänke H., Economou T., Herring M., Lane A., McKay C.P.* A sophisticated lander for scientific exploration of Mars: scientific objectives and implementation of the Mars-96 Small Station // *Planet. and Space Sci.* 1998. V. 46. P. 717–737.
[https://doi.org/10.1016/S0032-0633\(98\)00008-7](https://doi.org/10.1016/S0032-0633(98)00008-7)
- Lorenz R.D., Martínez G.M., Spiga A., Vicente-Retortillo A., Newman C.E., Murdoch N., Forget F., Millour E., Pieron T.* Seasonal deposition and lifting of dust on Mars as observed by the Curiosity Rover // *Planet. and Space Sci.* 2021. V. 207. 14 p.
<https://doi.org/10.1016/j.pss.2021.105337>.
- Maria J.-L., Tran T.T., Pommereau J.-P., Rannou P., Malique C., Correia J.J., Porteneuve J.* Scientific aspects of the optical depth sensor // *Adv. Space Res.* 2006. V. 38. P. 726–729.
<https://doi.org/10.1016/j.asr.2005.08.021>
- Markiewicz W., Sablotny R., Keller H., Thomas N., Titov D., Smith P.* Optical properties of the Martian aerosols as derived from Imager for Mars Pathfinder midday sky brightness data // *J. Geophys. Res.* 1999. V. 104. P. 9009–9017.
<https://doi.org/10.1029/1998JE900033>
- Markiewicz W.J., Keller H.U., Thomas N., Titov D., Forget F.* Optical properties of the Martian aerosols in the visible spectral range // *Adv. Space Res.* 2002. V. 29. Iss. 2. P. 175–181.
[https://doi.org/10.1016/S0273-1177\(01\)00567-1](https://doi.org/10.1016/S0273-1177(01)00567-1)
- Martin L.J.* The Major Martian Dust Storms of 1971 and 1973 // *Icarus*. 1974. V. 23. P. 108–115.
[https://doi.org/10.1016/0019-1035\(74\)90108-0](https://doi.org/10.1016/0019-1035(74)90108-0)
- Montabone L., Forget F., Millour E., Wilson R.J., Lewis S.R., Cantor B., Kass D., Kleinböhl A., Lemmon M.T., Smith M.D., Wolff M.J.* Eight-year climatology of dust optical depth on Mars // *Icarus*. 2015. V. 251. P. 65–95.
<https://doi.org/10.1016/j.icarus.2014.12.034>
- Montabone L., Spiga A., Kass D.M., Kleinböhl A., Forget F., Millour E.* Martian year 34 column dust climatology from Mars climate sounder observations: Reconstructed maps and model simulations // *J. Geophys. Res.: Planets*. 2020. V. 125. id. e2019JE006111 (30 p.).
<https://doi.org/10.1029/2019JE006111>.
- Montmessin F., Rannou P., Cabane M.* New insights into Martian dust distribution and water-ice cloud microphysics // *J. Geophys. Res.: Planets*. 2002. V. 107. Iss. E6. P. 4.1–4.14.
<https://doi.org/10.1029/2001JE001520>.
- Smith P.H., Tomasko M.G., Britt D., Crowe D.G., Reid R., Keller H.U., Thomas N., Gliem F., Rueffer P., Sullivan R., Greeley R., Knudsen J.M., Madsen M.B., Gunnlaugsson H.P., Hviid S.F., Goetz W., Soderblom L.A., Gaddis L., Kirk R. et al.* The imager for Mars Pathfinder experiment // *J. Geophys. Res.* 1997. V. 102. № E2. P. 4003–4025.
<https://doi.org/10.1029/96JE03568>
- Smith M.D.* THEMIS observations of Mars aerosol optical depth from 2002–2008 // *Icarus*. 2009. V. 202. P. 444–452.
<https://doi.org/10.1016/J.ICARUS.2009.03.027>
- Toledo D.* Preparation and validation of the cloud and dust opacity sensor ODS for ExoMars 2018 mission // Candidate's thesis, Reims. 2015. 182 p.
- Toledo D., Rannou P., Pommereau J.-P., Foujols T.* The optical depth sensor (ODS) for column dust opacity measurements and cloud detection on Martian atmosphere // *Exp. Astron.* 2016a. V. 42. P. 61–83.
<https://doi.org/10.1007/s10686-016-9500-7>
- Toledo D., Rannou P., Pommereau J.-P., Sarkissian A., Foujols T.* Measurement of aerosol optical depth and subvisual cloud detection using the optical depth sensor (ODS) // *Atmos. Meas. Tech.* 2016b. V. 9. P. 455–467.
<https://doi.org/10.5194/amt-9-455-2016>
- Toledo D., Arruego I., Apéstigue V., Jiménez J.J., Gómez L., Yela M., Rannou P., Pommereau J.-P.* Measurement of dust optical depth using the solar irradiance sensor (SIS) onboard the ExoMars 2016 EDM // *Planet. and Space Sci.* 2017. V. 138. P. 33–43.
<https://doi.org/10.1016/j.pss.2017.01.015>
- Tran T.T., Pommereau J.-P., Rannou P., Maria J.-L.* Technical aspect of the optical depth sensor // *Adv. Space Res.* 2005. V. 36. P. 2182–2186.
<https://doi.org/10.1016/j.asr.2005.07.079>
- Vincendon M., Audouard J., Altieri F., Ody A.* Mars express measurements of surface albedo changes over 2004–2010 // *Icarus*. 2015. V. 251. P. 145–163.
<https://doi.org/10.1016/j.icarus.2014.10.029>
- Zelenyi L.M., Korablev O.I., Rodionov D.S., Novikov B.S., Marchenkov K.I., Andreev O.N., Larionov E.V.* Scientific Objectives of the Scientific Equipment of the Landing Platform of the ExoMars-2018 Mission // *Sol. Syst. Res.* 2015. V. 49. № 7. P. 509–517.
- Zurek R.W.* Martian great dust storms: An update // *Icarus*. 1982. V. 50. Iss. 2–3. P. 288–310.
[https://doi.org/10.1016/0019-1035\(82\)90127-0](https://doi.org/10.1016/0019-1035(82)90127-0)

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: Bepi (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-

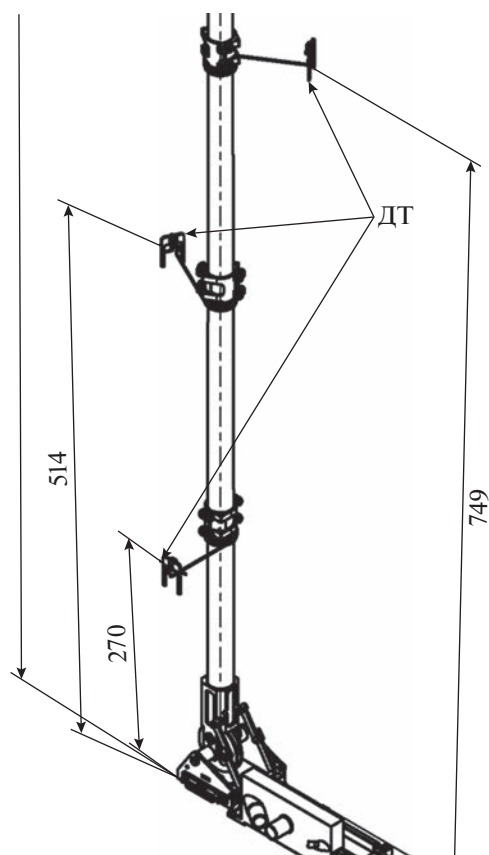


Рис. 1. Схема установки температурных датчиков на штанге. ДТ — температурные датчики.

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

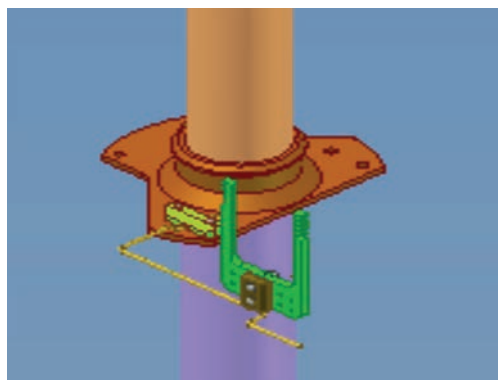


Рис. 2. Установка чувствительного элемента на штанге. На рис. 3 приведена конструкция чувствительного элемента термодатчиков.

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-

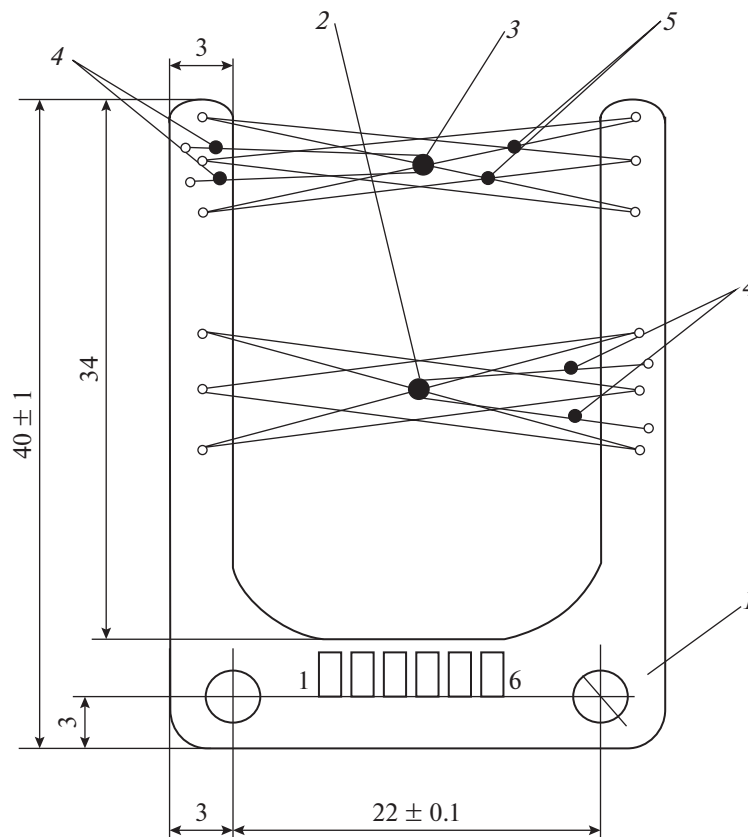


Рис. 3. Конструкция чувствительного элемента термодатчиков с кронштейном: 1 – кронштейн ЧЭ, 2 – термопара, 3 – терморезистор, 4 – выводы датчиков, 5 – лавсановая нить для крепления датчиков.

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.

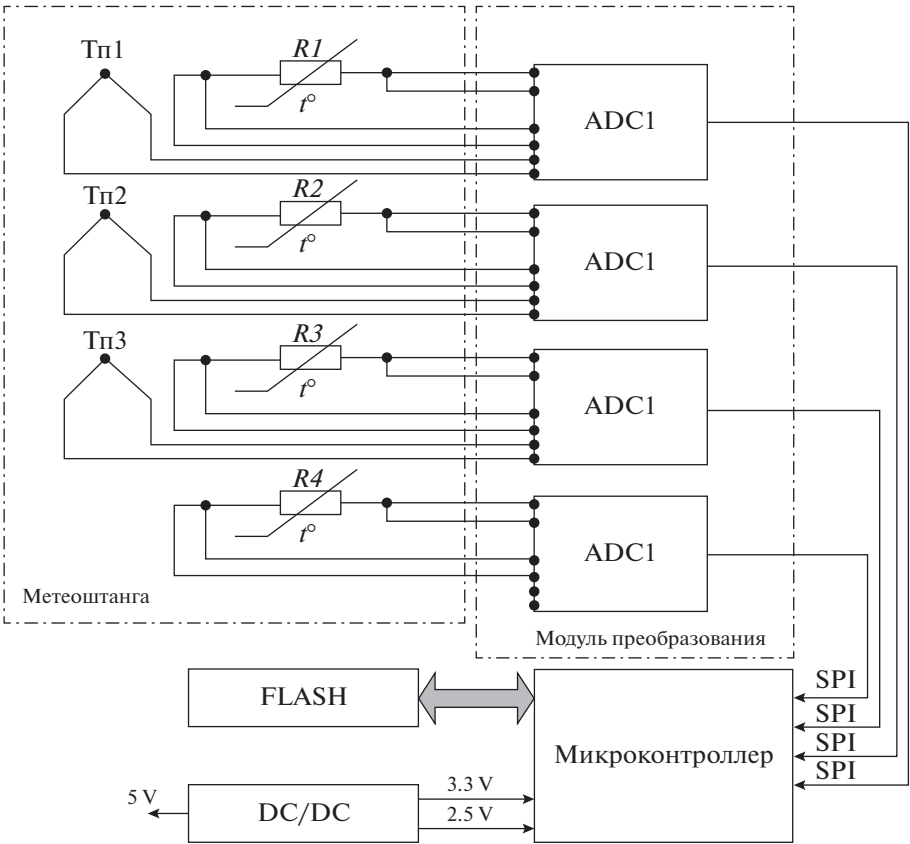


Рис. 4. Структурная схема измерения температуры.

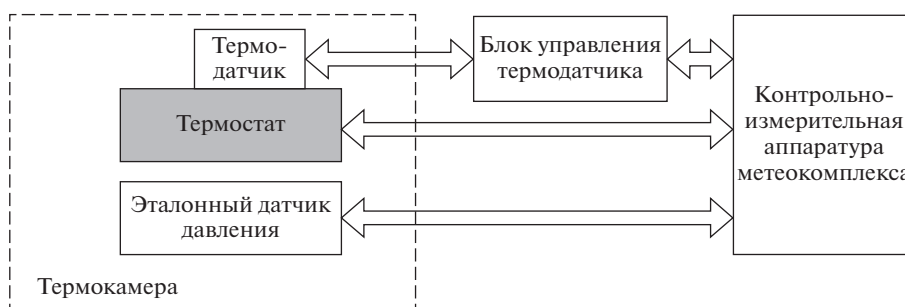


Рис. 5. Структурная схема стенда калибровки термодатчиков.

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-

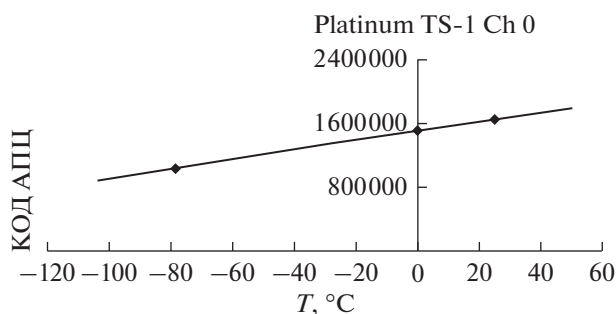


Рис. 6. Калибровочная функция выходного сигнала КОД АЦП от температуры для датчика TS-1.

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 давления $\Delta P = 0$, 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.

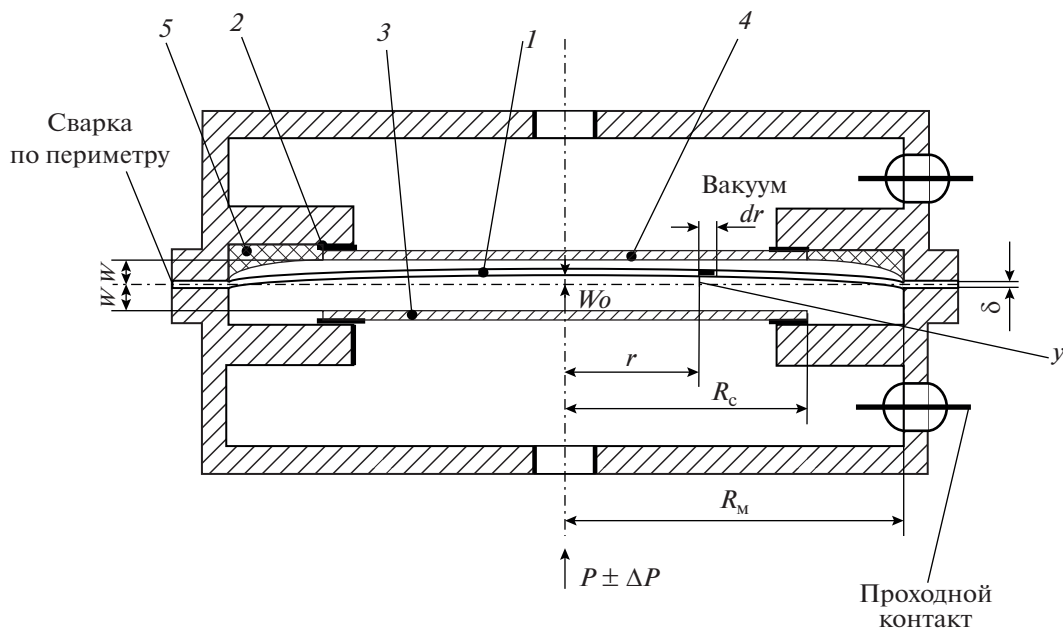


Рис. 7. Чувствительный элемент датчика давления: 1 — мембрана; 2 — изолятор; 3, 4 — электроды; 5 — диэлектрическое кольцо; R_M — радиус периферии мембраны; R_c — радиус электрода; r — радиус мембраны до места прогиба y ; ΔP — разность давлений, действующих на мембрану; W — зазор между электродом и мембраной;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

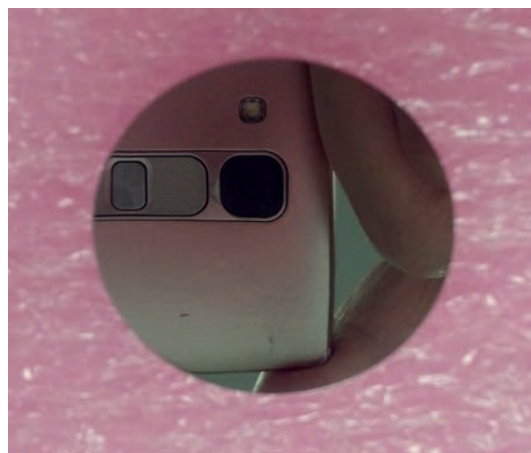


Рис. 8. Полированная мембрана.

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:

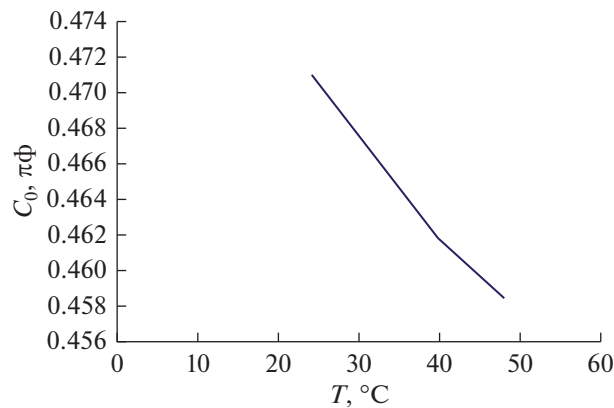


Рис. 9. Кривая зависимости изменений емкости C_0 от температуры из-за паразитной емкости C_k при неизменном давлении.

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

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

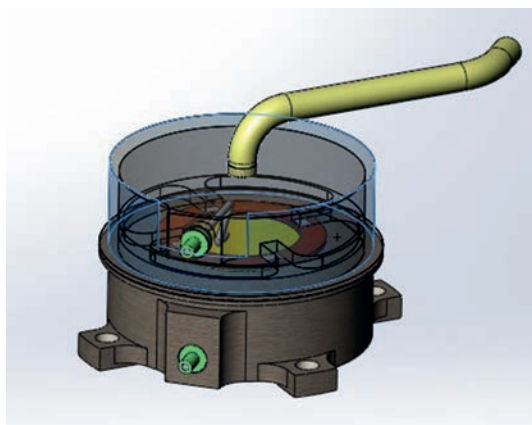


Рис. 10. Чувствительный элемент сенсора давления.



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

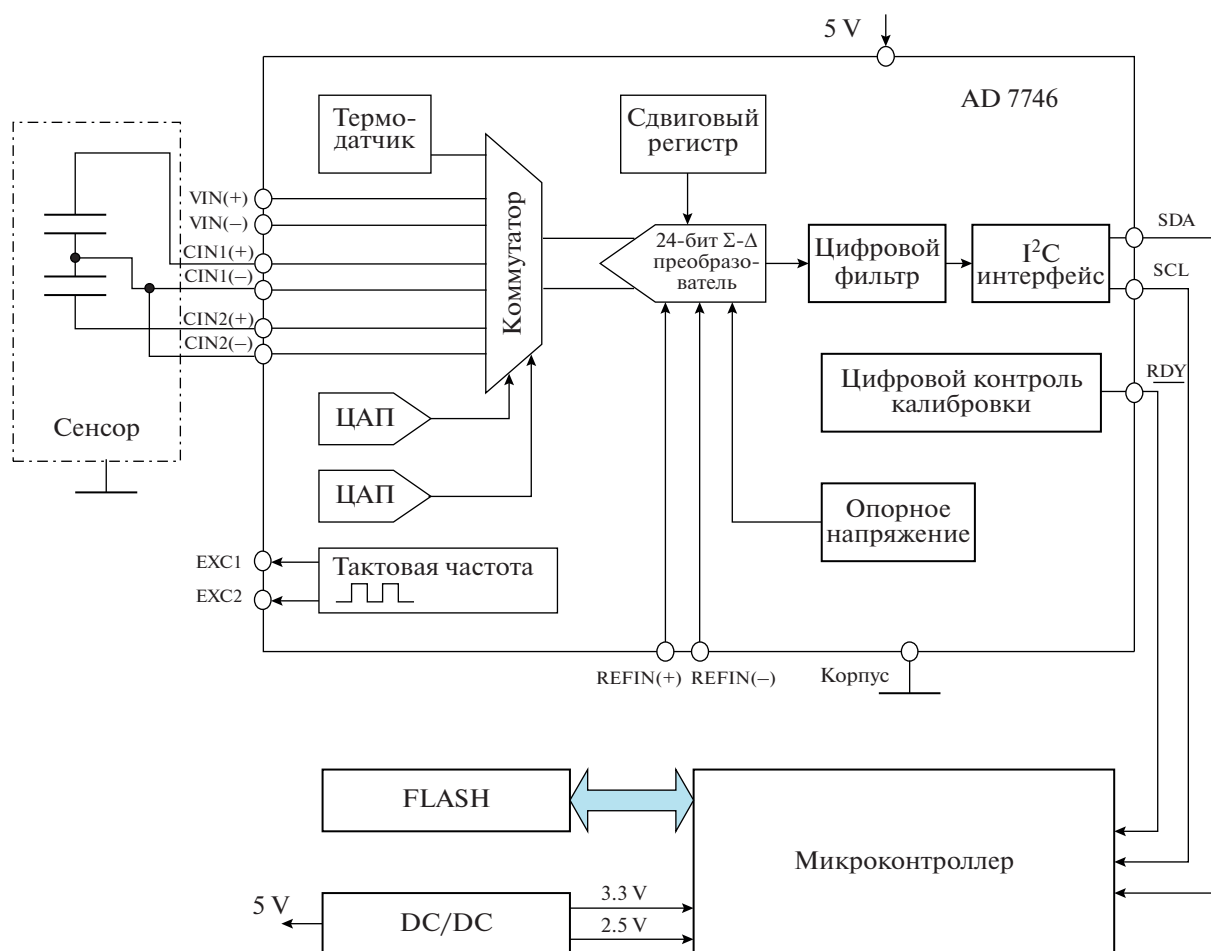


Рис. 12. Структурная схема датчика давления.

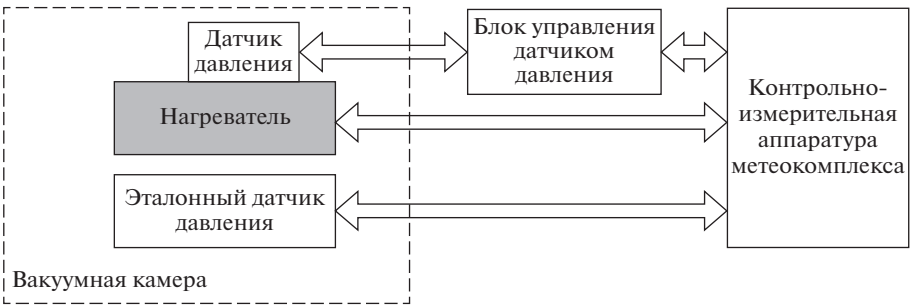


Рис. 13. Структурная схема стенда калибровки датчика давления.

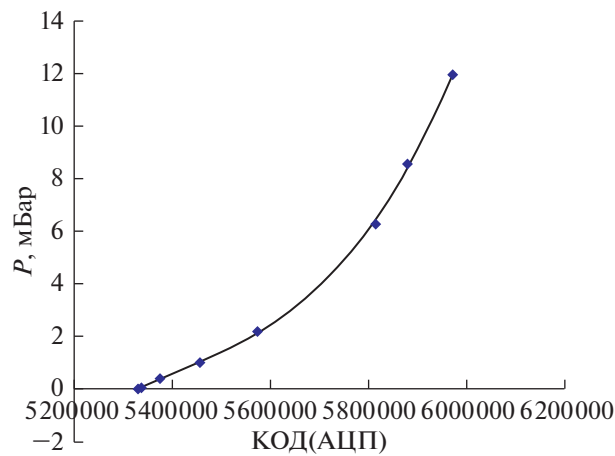


Рис. 14. График зависимости цифрового кода КОД аналогового цифрового преобразователя АЦП от давления P при температуре 20°C.

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>

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);

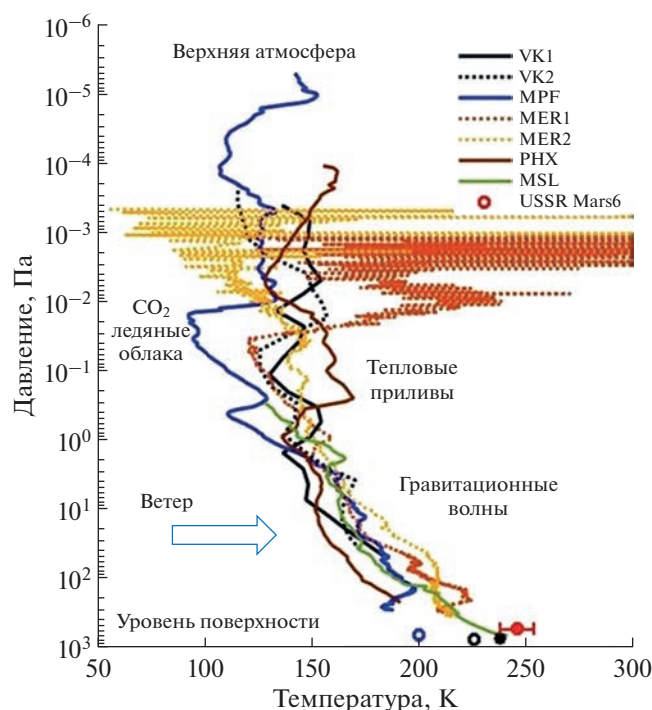


Рис. 1. Рассчитанные профили давления по данным акселерометров за все миссии к Марсу.

– 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.

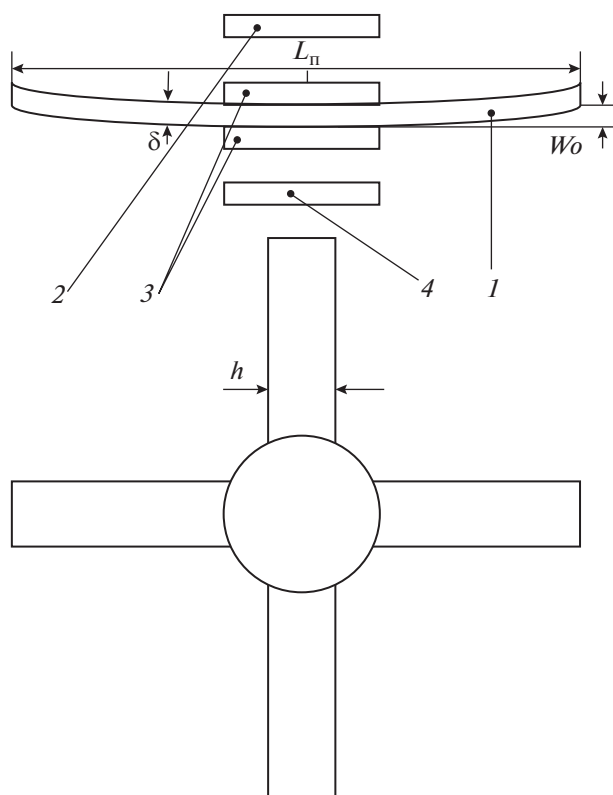


Рис. 2. Чувствительный элемент акселерометра: 1 — пружина; 3 — массовая нагрузка пружины; 2, 4 — электроды; h — ширина пружины; $L_{\text{п}}$ — длина мембраны; W_0 — прогиб в центре пружины; δ — толщина мембраны.

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.

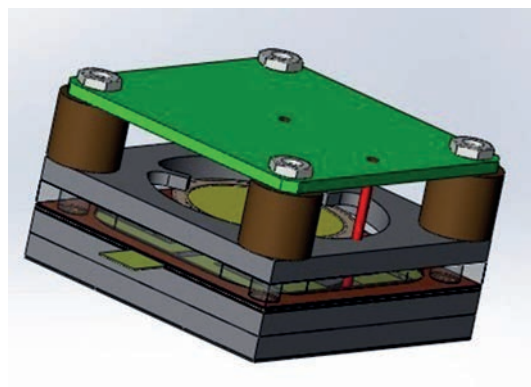


Рис. 3. Чувствительный элемент одноосного сенсора с электронным преобразователем.

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

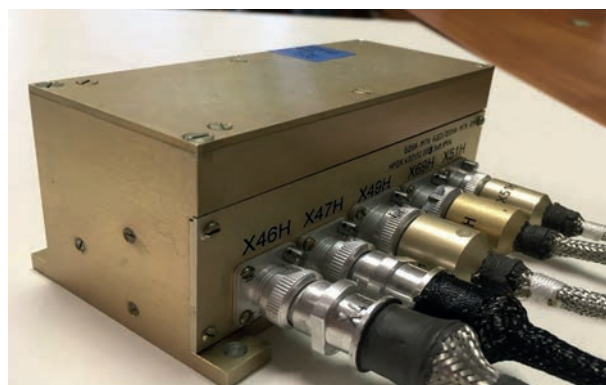
Калибровка акселерометра проводилась на стенде, блок-схема которого приведена на рис. 6.

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.

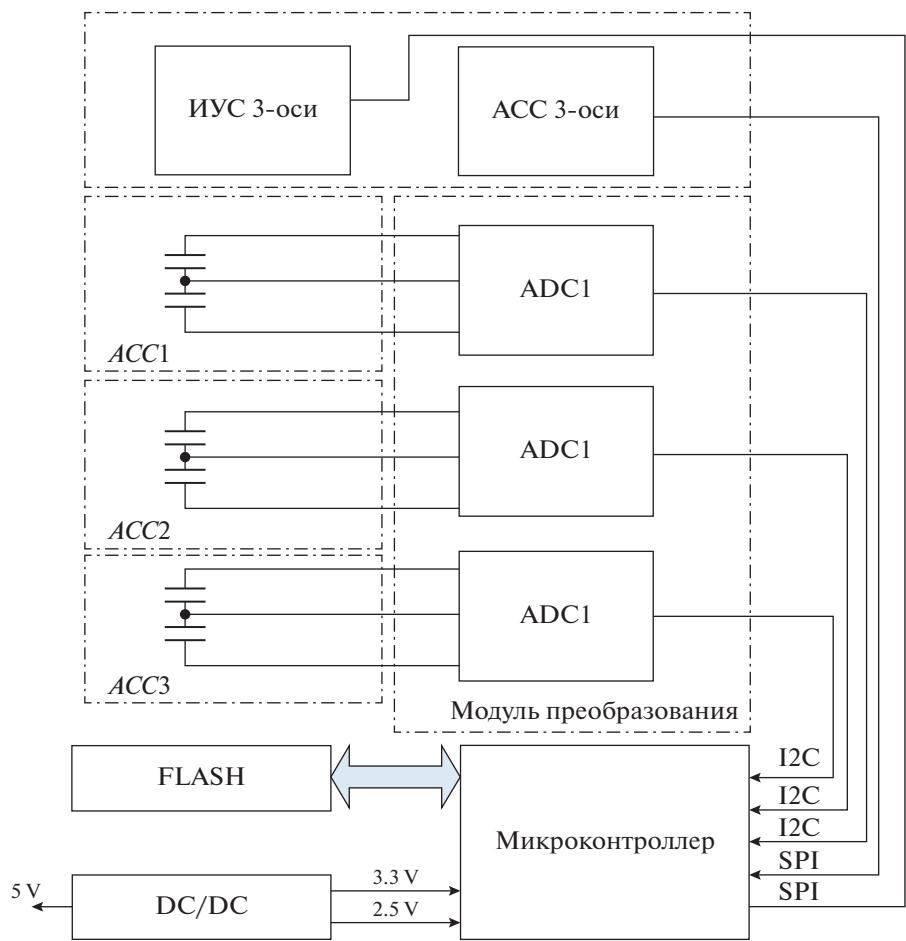


Рис. 5. Структурная схема блока акселерометра.

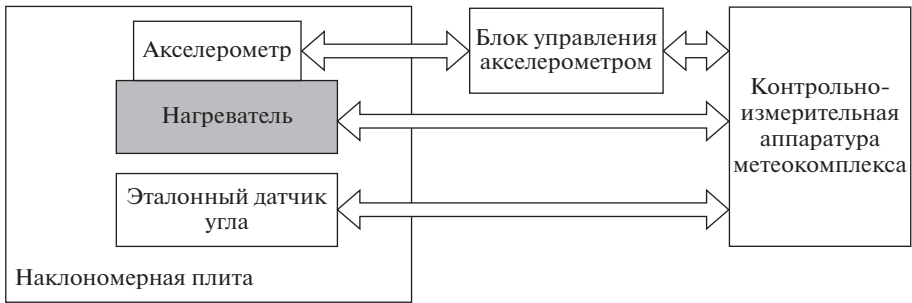


Рис. 6. Структурная схема стенда калибровки акселерометра.

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-

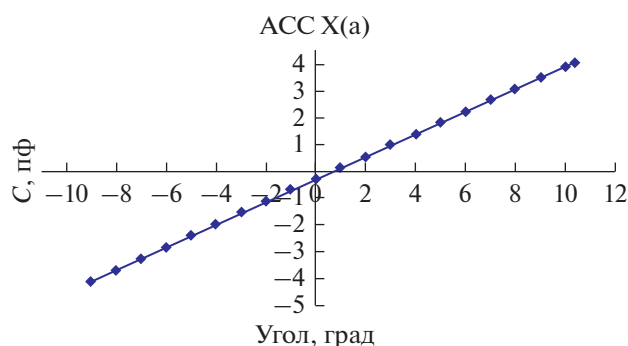


Рис. 7. График зависимости емкости датчика C от угла наклона оси при температуре 20°C .

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

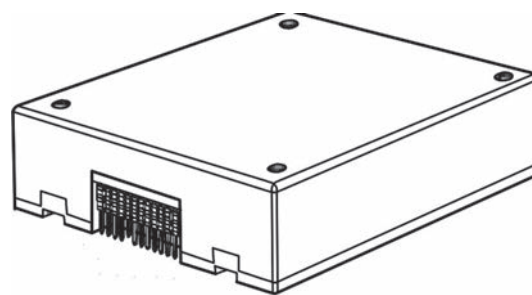


Рис. 8. Внешний вид сенсора фирмы Analog Devices.

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.

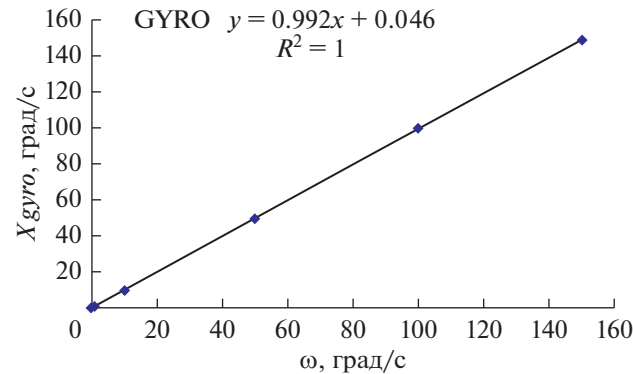


Рис. 9. График отклонения полученной калибровки от калибровки производителя во всем частотном диапазоне при температуре 20°С.

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>

УДК 523.43-852

ЛИДАР ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА С ПОВЕРХНОСТИ

© 2023 г. А. Н. Липатов^a, *, А. Н. Ляш^a, **, А. П. Экономов^a, В. С. Макаров^a, В. А. Лесных^a,
В. А. Горетов^a, Г. В. Захаркин^a, Л. И. Хлюстова^a, С. А. Антоненко^a,
Д. С. Родионов^a, О. И. Кораблев^a

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

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

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

Поступила в редакцию 16.03.2023 г.

После доработки 21.03.2023 г.

Принята к публикации 24.04.2023 г.

Прибор Лидар в составе метеорологического комплекса Посадочной платформы ЭкзоМарс-2022 предназначен для исследования марсианского аэрозоля, пограничного слоя, и мелкомасштабной атмосферной турбулентности. Миниатюрный лидар на основе импульсного полупроводникового лазера и лавинного фотодиода в режиме счета фотонов позволит получать профили обратного рассеяния аэрозоля на вертикальной трассе от 10 до 1500 м днем и от 15 до 10000 м ночью. В пассивном режиме яркость неба измеряется в узком спектральном диапазоне и в узком телесном угле с частотой до сотен герц. Измеряемые флуктуации могут дать информацию о турбулентности дневной атмосферы и ее связи с пылевой активностью. В статье рассмотрены научные задачи эксперимента, программа измерений на поверхности Марса и подробно описаны составные части аппаратуры и особенности их работы.

Ключевые слова: Марс, пыль, облака, планетный пограничный слой, турбулентность, лазер, лавинный фотодиод, коэффициент обратного рассеяния

DOI: 10.31857/S0320930X23040096, **EDN:** REWIMK

ВВЕДЕНИЕ

Лидар (LIDAR, Light Detection And Ranging) — оптический прибор для измерения расстояния до объекта и/или для исследования зависимости коэффициента рассеяния или отражения среды вдоль трассы зондирования (Measures, 1984). В качестве передатчика в приборах используется импульсный или модулируемый лазер, а в приемной части — чувствительный детектор с возможностью регистрации временной формы отраженного сигнала. Полезной информацией являются время задержки и амплитуда отраженного от препятствия или рассеянного средой зондирующего излучения. В более развитых лидарных системах используются несколько длин волн зондирования и усложненные многоканальные оптические устройства приема, что позволяют различать спектральные и поляризационные свойства отраженного излучения. Это дает дополнительную информацию о плотности, газовом составе атмосферы, профиле ветра, распределении температур и других физических свойств среды вдоль трассы зондирования.

Для исследования Марса лидары применялись дважды. Прибор Mars Orbiter Laser Altimeter (MOLA)

на КА Mars Global Surveyor (MGS; NASA, 1996–2006 гг.) (Zuber, 1992) состоял из Nd:YAG лазера (1064 нм) и приемного телескопа диаметром 50 см с лавинным фотодиодом в качестве детектора. По данным MOLA выполнена глобальная альтиметрия Марса (Smith и др., 1998; 1999), в частности, было впервые выяснено, что северное полушарие Марса ниже южного относительно экваториальной плоскости. Приемная часть MOLA не была предназначена для исследования обратного рассеяния атмосферой, тем не менее удалось получить данные об облаках и дымках (Ivanov, Muhlemann, 1998).

Лидар для исследования атмосферы с поверхности, входивший в состав метеокомплекса посадочного аппарата Phoenix (NASA, 2007–2008 гг.) также работал на импульсном Nd:YAG лазере на двух длинах волн (1064 и 532 нм). Приемная часть включала телескоп с входным зрачком 10 см и два детектора: лавинный фотодиод для канала 1064 нм и фотоумножитель для 532 нм. В зависимости от содержания аэрозоля, этот прибор позволял зондировать атмосферу до высот 15 км (Whiteway и др., 2008). При помощи лидара Phoenix полярная атмосфера Марса исследовалась в течение пяти месяцев в сезон северного лета. Место посадки

находилось на северной широте 68.22° . В течение этого периода ($L_s 97^\circ$ – 150°) развивалась и затухала сублимация северной полярной шапки, и в эксперименте, помимо пыли, удалось наблюдать особенности водяного атмосферного цикла, формирование конденсационных облаков, осадки и др. (Whiteway и др., 2009). Данные эксперимента о планетном пограничном слое, пыли и конденсационных облаках продолжают широко использоваться (см., например, Hinson и др., 2022; Tamppari, Lemmon, 2020; Moores и др., 2011; Daerden и др., 2010; 2015).

В данной работе представлен миниатюрный лидар на основе полупроводникового импульсного лазера для решения атмосферных задач со стационарной посадочной платформы Экзо-Марс-2022 (Vago и др., 2015a). Прототипом устройства послужил лидар (Agumov и др., 1999; Bukharin и др., 1998; Линкин и др., 2004), разработанный в Институте космических исследований (ИКИ) РАН под руководством В.М. Линкина для проекта NASA Mars Polar Lander (MPL или Mars Surveyor 98 Lander). Основой этой разработки, в свою очередь, был портативный лидар для контроля окружающей среды (Pershin и др., 1992; 1993; Pershin, 1995). Посадка MPL в 1999 г. в южной полярной области Марса завершилась неудачей. Для следующей версии полярной платформы NASA Phoenix был выбран метеорологический комплекс Канадского космического агентства (ASC), включающий лидар большей размерности (Whiteway и др., 2008). Российский прибор был исключен.

Прибор Лидар входит в состав метеорологического комплекса (МТК) посадочной платформы ЭкзоМарс-2022 и имеет аббревиатуру БДА МТК. Летный образец прибора изготовлен, испытан и откалиброван в ИКИ РАН и с ноября 2019 г. находится на предприятии-изготовителе космического аппарата. В статье рассмотрены научные задачи эксперимента, программа измерений на поверхности Марса и подробно описаны составные части аппаратуры и особенности работы прибора.

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ

Основные научные задачи, решаемые с помощью лидара, следующие: измерение оптических свойств атмосферного аэрозоля Марса, плотности облачного слоя, обнаружение и детализация тонкой структуры облачных слоев и дымок приземного слоя атмосферы. Прибор такого рода предполагается применить в экваториальных широтах Марса (Vago и др., 2015b) впервые. Особенно ценные данные лидар обещает дать для исследования планетного пограничного слоя (Petrosyan и др., 2011; Read и др., 2017). Структура и динамика профилей, как пыли, так и конденсационных аэрозолей в приповерхностном слое, даст уни-

кальную информацию об этой пока плохо изученной области атмосферы Марса (Daerden и др., 2010; Dickinson и др., 2010; 2011). Для понимания водного и пылевого циклов атмосферы Марса важно изучение структуры облачности на различных временных и пространственных масштабах, наблюдение суточной и сезонной динамики атмосферного аэрозоля (см., например, Daerden и др., 2015; Moores и др., 2011). Длительные регулярные наблюдения, возможно, позволят пролить свет на процессы в атмосфере при прохождении фронта пылевой бури. Регулярные измерения в течение суток при различных сезонах и погодных условиях позволят выяснить закономерности цикла водяного пара и минерального аэрозоля в приповерхностном планетном пограничном слое. Активное зондирование позволит существенно расширить высотный диапазон исследуемой атмосферы Марса.

Основной измеряемой величиной является коэффициент обратного рассеяния атмосферы. Его профиль измеряется на дальности от 10 м до 1.5 км днем или 10 км ночью с пространственным разрешением 7.5 или 15 м. Измерения коэффициента обратного рассеяния позволяют, при условии привлечения дополнительной информации, уточнить такие свойства аэрозоля, как размер, состав, форма и концентрация частиц (Davy и др., 2009; Komguem и др., 2013).

Кроме того, в пассивном режиме измерения фоновой засветки лидар может работать как прецизионный фотометр. При этом квазинепрерывно производятся измерения солнечного излучения, рассеянного атмосферой Марса, в узком спектральном диапазоне и в узком телесном угле (2 мрад). Частота таких измерений может быть задана вплоть до сотен герц, что позволит зарегистрировать флуктуации интенсивности, как правило, связанные с быстропротекающими нестационарными процессами в атмосфере. Данная опция на основе статистического анализа принимаемого сигнала и в сочетании с измерениями давления (также с высоким временным разрешением), возможно, позволит определить параметры турбулентности дневной атмосферы и выяснить ее связь с пылевой активностью (Kurgansky, 2018; Mason, Smith, 2021; Spiga, 2021).

Большой интерес представляет сопоставление лидарных данных с данными других приборов метеокомплекса и посадочной платформы в целом, в первую очередь, с измерениями давления, температуры, скорости и направления ветра. Особенности образования конденсационных облаков и параметры турбулентности можно будет проследить, сравнивая данные лидара с профилями температуры по данным Фурье-спектрометра теплового ИК-диапазона FAST на борту посадочной платформы. Отдельный интерес имеет связь

Таблица 1. Основные характеристики Лидара

Параметры	
Наименование параметра	Значение
Масса прибора	450 г
Потребляемая мощность	4 Вт
Габаритные размеры	170 × 80 × 48 мм
Температурный диапазон	От минус 20°С до плюс 50°С
Диапазон измерений по дальности:	
Дневной	От 10 до 1500 м, разрешение 7.5 м
Ночной	От 15 до 10000 м, разрешение 15 м
Пассивные измерения фона	Длительность 1 с, с частотой до 100 Гц
Тракт передатчика	
Лазер	Полупроводниковый лазерный диод FLC-905-50P-MJ (Frankfurt Laser Company)
Длина волны излучения	905 нм
Спектральная ширина линии излучения (FWHM)	8 нм
Длительность импульса	15 нс
Частота повторения	2.0 кГц
Расходимость пучка	2 × 0.2 мрад
Энергия импульса	0.45 мкДж
Приемный тракт	
Входная апертура	Диаметр 20 мм
Угол поля зрения	2.5 × 0.3 мрад
Ширина полосы спектрального пропускания (FWHM)	11 нм
Фотодетектор	Кремниевый лавинный фотодиод в режиме счета фотонов, стробируемый SAP 500 T6 (Laser Components)

лидарных данных с приборами, непрерывно измеряющими оптическую прозрачность атмосферы Марса (ODS, SIS) (Toledo и др., 2016; Argüero и др., 2017). С их помощью можно будет отслеживать временную динамику облачности в течение суток, вероятно, обнаружить связи с вертикальными ветровыми потоками. Данные приборов пылевого комплекса (ПК) посадочного аппарата (Zakharov и др., 2022), в частности, нефелометра MicroMED (Scaccabarozzi и др., 2018), позволят дополнить данные лидара в части свойств частиц марсианской пыли.

ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОБЩАЯ СТРУКТУРА

Лидар реализован по бистатической схеме, т.е. его передающий и приемные тракты разделены. Разработка основана на использовании относительно маломощного лазерного излучателя с высокой частотой повторения зондирующих импульсов и фотодетектора, работающего в режиме счета фотонов. Вероятность регистрации слабого сигнала обратного рассеяния от единичного зон-

дирующего импульса мала. Повышение регистрируемого уровня такого сигнала достигается накоплением единичных квантовых событий вплоть до получения необходимого соотношения сигнал/шум. Общая длительность накопления сигнала может составлять от нескольких секунд до десяти минут при частоте повторения зондирующих импульсов до нескольких килогерц. Основные характеристики лидара приведены в табл. 1; его общий вид и блок-схема – на рис. 1 и 2.

Лидар – блок датчиков аэрозоли метеорологического комплекса (БДА МТК) входит в состав посадочной платформы ЭкзоМарс-22. Прибор собран в виде моноблока. Электропитание (5 В), прием команд и передача научной и служебной информации осуществляются через блок датчиков верхней атмосферы метеорологического комплекса (БДВА МТК). Блок БДВА соединен с системами посадочной платформы через блок сбора научной информации и управления научной аппаратурой. Прибор включает следующие основные узлы: модуль приемо-передающего тракта, оптико-механический модуль с электроникой (с



Рис. 1. Общий вид прибора Лидар.

МОДУЛЬ ОБЪЕКТИВОВ

Для максимальной эффективности работы лидара, в поле зрения приемного объектива, начиная с некоторого расстояния от прибора, должно полностью попадать пятно (сечение) лазерного пучка. Иными словами, угол зрения объектива должен быть больше или равен углу расходимости лазерного пучка. Одновременно, чем меньше угол зрения приемного объектива и больше размер приемной апертуры, тем выше соотношение сигнал/шум при работе прибора в условиях внешней, фоновой засветки.

Модуль объективов имеет передающий и приемный оптический тракты. Оптическая схема узла представлена на рис. 3.

Оптическая схема собрана в едином корпусе, что обеспечивает высокую временную и температурную стабильность оптических характеристик модуля. Направление оптических осей O1 и O2 совпадает с точностью не хуже 0.1 мрад. В конструкции оптического узла предусмотрена взаимная юстировка передающего и принимающего

передающим и приемным объективами), модуль управления, модуль термостабилизации, модуль источника питания, модули лазера и фотодиода. Управление всеми узлами осуществляется модулем управления. Перечисленные модули подробно рассмотрены ниже.

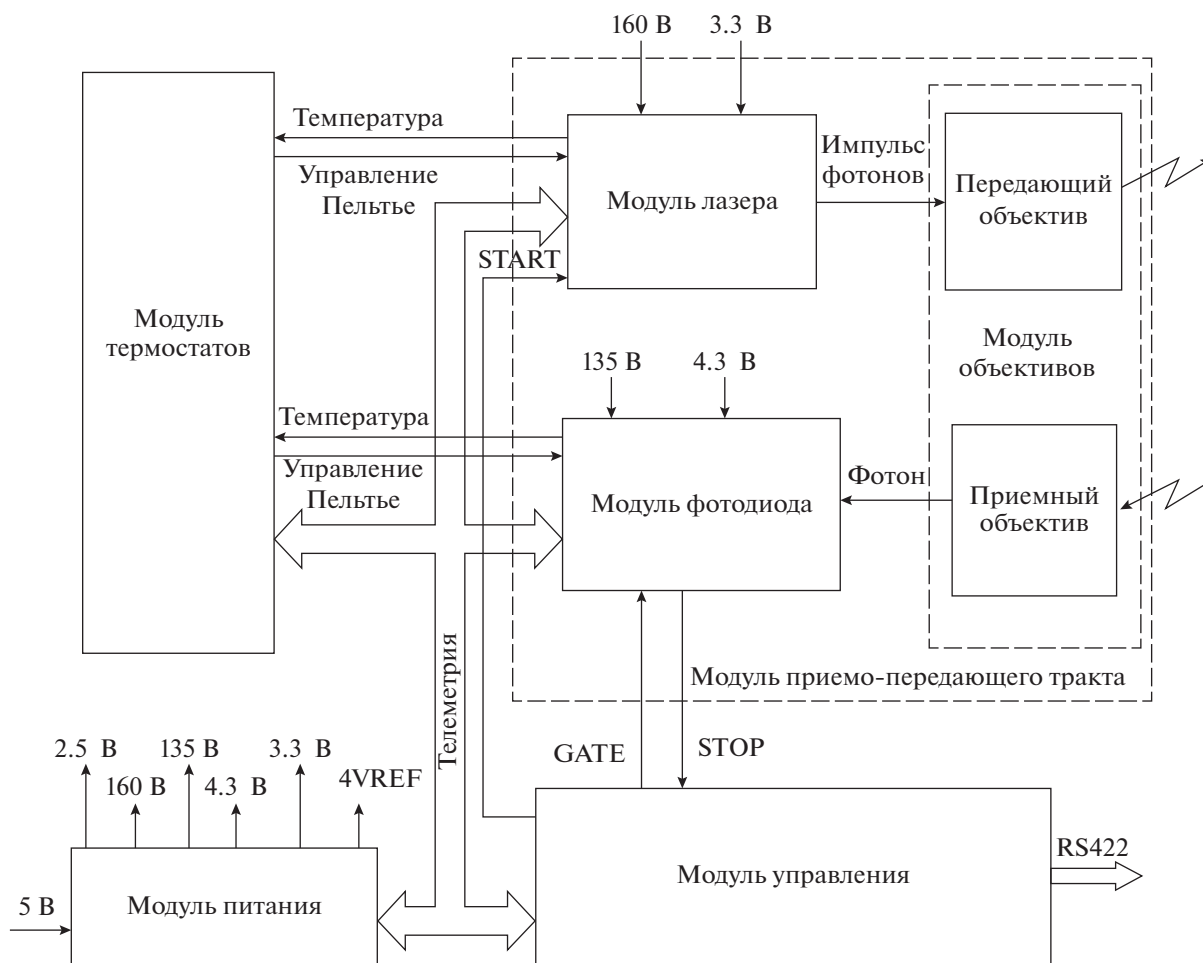


Рис. 2. Блок-схема Лидара.

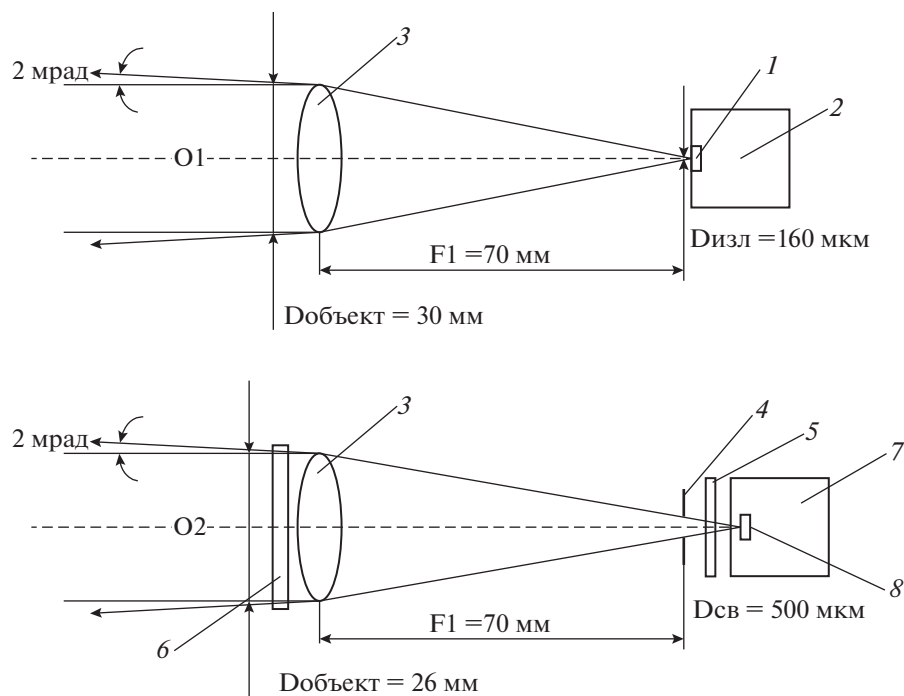


Рис. 3. Оптическая схема лидара: 1 – лазер, 2 – модуль лазерного излучателя, 3 – объективы передатчика и приемника, 4 – диафрагма $20 \times 190 \text{ мкм}$ приемного канала, 5 – интерференционный фильтр, 6 – защитное окно и отрезной светофильтр из цветного стекла, 7 – модуль фотодиода, 8 – фотодиод.

объективов с целью обеспечения соосности объективов с точность ± 0.1 мрад в двух взаимно ортогональных направлениях. Диаметры приемного и передающего объектива вместе с элементами конструкции составляет 30 мм для передающего объектива и 26 мм для приемного. Излучение лазера собирается передающим объективом в параллельный пучок с расходимостью порядка 2 мрад. В связи с тем, что лазерный диод имеет прямоугольную зону излучения $10 \times 160 \text{ мкм}$ (пятно излучения в дальней зоне имеет вид сильно вытянутого эллипса), в приемном тракте близко к фокальной плоскости установлена щелевая диафрагма с подобными размерами. Это обеспечивает наилучшее соотношение сигнал/шум принимаемого потока излучения. С этой же целью в приемном тракте установлен интерференционный узкополосный фильтр, который обрезает

фоновое излучение, приходящее в приемный тракт в остальном спектральном диапазоне.

МОДУЛЬ ЛАЗЕРА

Лазерный модуль включает в себя полупроводниковый лазерный диод в корпусе (далее сокращенно лазер), системы термостабилизации лазера, токового драйвера, цепи заряда и ключа разряда лазерного конденсатора. Задача узла по приходу стартового импульса (Start) выработать один лазерный импульс мощностью до 50 Вт. Параметры лазера приведены в табл. 2. Блок-схема узла приведена на рис. 4.

Стабилизация длины волны лазера необходима для согласования положения линии излучения с полосой пропускания интерференционного фильтра. Длина волны определяется температурой лазера. Температура диода стабилизируется с

Таблица 2. Параметры лазера при температуре 22°C

Параметр	Значение
Длина волны на максимуме интенсивности	905 нм
Температурный дрейф длины волны	0.27 нм/ $^\circ\text{C}$
Максимальная импульсная мощность	50 Вт
Светоизлучающая область	$10 \times 160 \text{ мкм}$
Максимальный импульсный ток при длительности импульса 100 нс	22 А

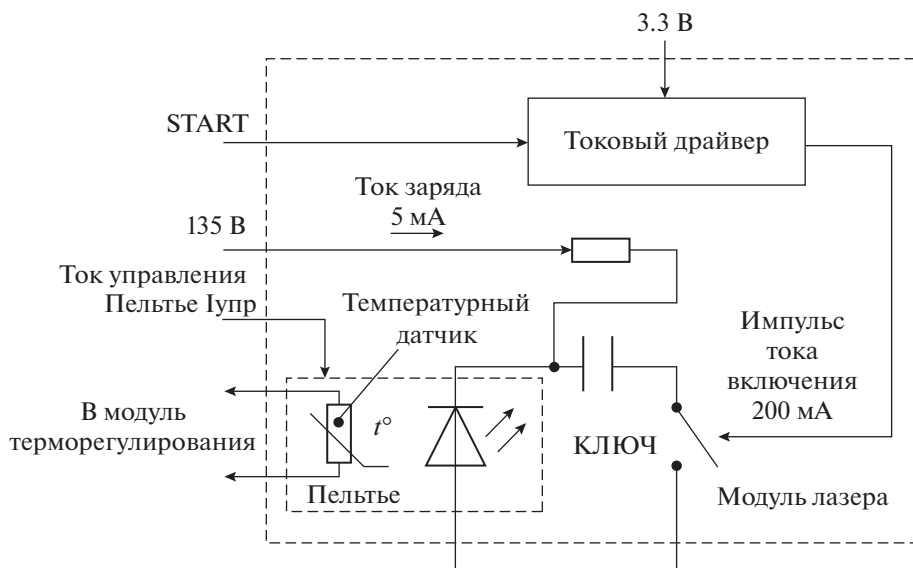


Рис. 4. Блок-схема модуля лазера.

помощью термостата на основе внешнего элемента Пельтье и температурного датчика. Опорное значение температуры выбирается с учетом характеристики лазера и диапазона рабочих температур прибора. Рабочая температура лежит в диапазоне от плюс 15°C до плюс 20°C и стабилизируется с точностью $\pm 0.01^{\circ}\text{C}$. Термостат работает как на охлаждение, так и на нагрев. Ток через элемент Пельтье регулируется с помощью микросхемы широтно-импульсной модуляции (ШИМ). Максимальный ток — 1.5 А, что достаточно для стабилизации температуры лазера в рабочем диапазоне температур.

Для запуска лазерного диода использован конденсатор накачки, который разряжается через лазер через ключ на основе лавинного транзистора. Токовый драйвер формирует импульс включения лавинного транзистора по импульсу запуска лазера START. Для того чтобы лавинный транзистор перешел в режим пробоя, необходимо достичь тока 200 мА. В момент разряда ток через лазер достигает 20 А и происходит излучение импульса света с мощностью в импульсе до 50 Вт и длительностью 15 нс. В паузе между излучаемыми импульсами конденсатор разряда лазера заряжается через резистор от источника питания 160 В током ~ 5 мА. Выбранные параметры обеспечивают частоту запуска лазера 2 кГц.

МОДУЛЬ ФОТОДИОДА

Лавинные фотодиоды, работающие в режиме счета фотонов, позволяют эффективно регистрировать слабые импульсные сигналы без использования прецизионных усилителей и скоростных аналогово-цифровых преобразователей (АЦП).

Они позволяют работать на уровне предельно малых потоков излучения и дают сигнал в цифровой форме. Измерение интенсивности достигается за счет накопления отсчетов при многократном повторении зондирующих импульсов от импульсных лазеров, способных работать на частотах до десятков кГц (в нашем случае 2 кГц). Большое число событий, увеличивающих статистическую точность, позволяет значительно снизить требования к нестабильности параметров, дрожанию фронтов времязадающих электронных цепей.

Модуль включает лавинный фотоприемник, который находится в фокальной плоскости приемного объектива, термостат на встроенном Пельтье и температурном датчике, триггер включения временного окна работы фотоприемника в режим счета фотонов и формирователь сигнала приема единичного фотона. В качестве фотоприемника используется кремниевый лавинный фотодиод, работающий в режиме счета единичных фотонов SPAD SAP500T6 (Single-Photon Avalanche Diode). Лавинные диоды имеют герметичный корпус и встроенный охладитель Пельтье. Характеристики лавинного диода приведены в табл. 3, а блок-схема узла — на рис. 5.

Термостат фотодиода состоит из встроенного Пельтье и температурного датчика и аналогичен термостату лазера. Модуль терморегулирования поддерживает температуру фотодиода 15°C с точностью 0.5°C .

Запирающее напряжение фотодиода устанавливается около 135 В, на 2 В выше порога срабатывания лавины. Для каждого фотодиода порог срабатывания подбирается индивидуально при настройке прибора. Запирающее напряжение

Таблица 3. Характеристики лавинного диода при температуре 22°C

Наименование параметра	Значение
Напряжение пробоя	135 В
Темновой ток	200 пА
Температурный коэффициент напряжения пробоя	0.35 В/°С
Вероятность детектирования фотона при $\Delta V = 2$ В	5%
Частота шумовых отсчетов при $\Delta V = 2$ В	5000 Гц

поддерживается с точностью не хуже ± 20 мВ с током нагрузки 0.5 мА. Фотодиод управляется триггером временного окна. В исходном состоянии фотодиод находится под напряжением ниже порога срабатывания лавины на 1.3 В (фаза гашения лавины). Включение диода в режим счета фотонов происходит по приходу на триггер сигнала “GATE”. Триггер вырабатывает вольт-добавочный импульс, задавая рабочее напряжение выше порога лавинного пробоя.

Длительность сигнала “GATE” может принимать два значения 50 и 100 нс, за это время свет проходит соответственно 15 и 30 м, что соответствует пространственному разрешению 7.5 и 15 м. Если в течение временного окна “GATE” на фотодиод поступит хотя бы один фотон, возникнет лавинный ток по появлению которого триггер с малой задержкой переходит в режим гашения лавины. При этом вырабатывается сигнал прихода фотона, передаваемый в модуль управления. Если ни один фотон не попадает на фотоприемник, перевод фотоприемника в режим гашения происходит по концу сигнала “GATE”.

МОДУЛЬ УПРАВЛЕНИЯ

Модуль предназначен для управления и контроля всеми модулями прибора, обеспечивает сбор и обработку накопленной информации с последующей передачей ее в блок управления МТК. Модуль включает в себя измеритель временных интервалов, собранный на ПЛИС (FPGA) и микроконтроллере. Измеритель временных интервалов предназначен для запуска циклограммы работы модулей и формирования временных задержек и длительности окна приема с последующим суммированием принятых сигналов для каждого окна как функции распределения дальности.

Измеритель временных интервалов включает также преобразователь “время—код”. Параметры дискретизации событий по времени и уровню могут меняться по командам от микроконтроллера. Полученные гистограммы считываются контроллером в память прибора, где они обрабатываются, упаковываются в кадры и передаются в блок управления МТК. Технические характеристики измерителя временных интервалов представлены в табл. 4, а его блок-схема — на рис. 6.

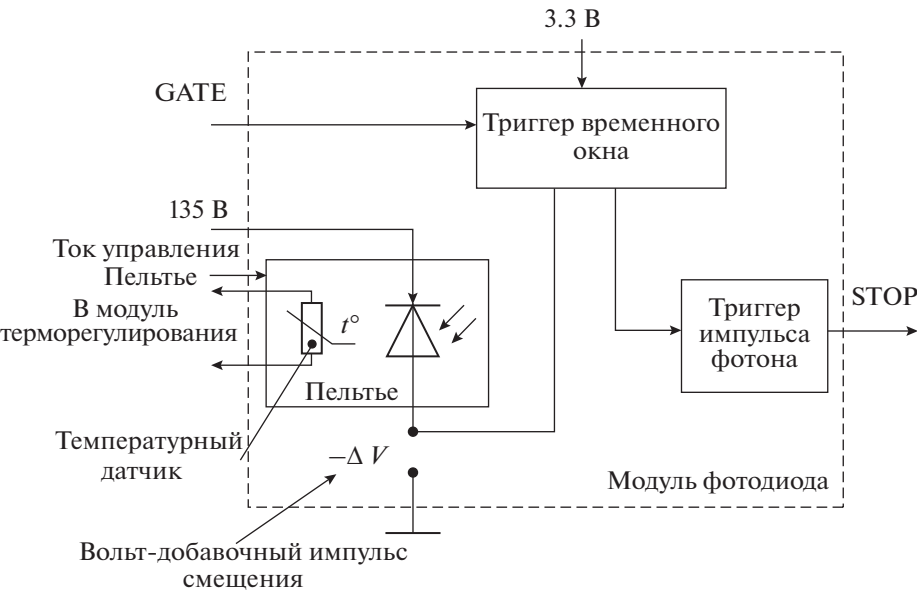


Рис. 5. Блок-схема модуля фотоприемника.

Таблица 4. Технические характеристики измерителя временных интервалов

Параметр	Значение
Число входных каскадов	1
Шаг дискретизации входных сигналов	50 нс
“Мертвое” время после регистрации события	50 нс
Ширина канала гистограммы	50; 100; ..., $(2^{32}-1)$ нс
Максимальное количество каналов гистограммы	64 К
Максимальное число событий в одном канале гистограммы	2^{32}

Микроконтроллер управляет ПЛИС по порту SPI. С кварцевого генератора микроконтроллера на ПЛИС поступает частота 100 МГц, на основе которой формируются сетки частот, необходимые для работы модуля дискретного сравнения, модуля лазера, модуля фотодиода. По команде “Запуск” от микроконтроллера запускается циклограмма, по которой на лазер с заданной частотой поступает 64 импульса “Старт”. В паузе между импульсами лазера синтезатор формирует четыре последовательности из 256 импульсов “GATE”, сдвинутых по времени друг относительно друга на 25 нс и которые поступают на фотодиод. Длительность “GATE” составляет 50 нс. Задержка между импульсами составляет соответственно 100 нс. Количество этих импульсов может меняться по команде от микроконтроллера от 256 до 4096. Для каждого импульса “GATE” в памяти

ПЛИС выделяются ячейки памяти глубиной суммирования от 256 бит до 64 Кбит. Если в течение временного окна “GATE” приходит импульс “STOP”, он добавляется в соответствующую ячейку памяти ПЛИС. Глубина ячеек памяти устанавливается по команде от микроконтроллера. Длительность временного окна 50 нс соответствует пространственной длине 7.5 м. Соответственно, в каждой ячейке памяти накапливаются фотоны, отраженные средой, находящейся в поле зрения прибора, из объема (усеченный конус) протяженностью 7.5 м.

После завершения аппаратного накопления гистограмма считывается в оперативную память для последующей программной обработки данных. Размер данных гистограммы и, соответственно, время пересылки в оперативную память

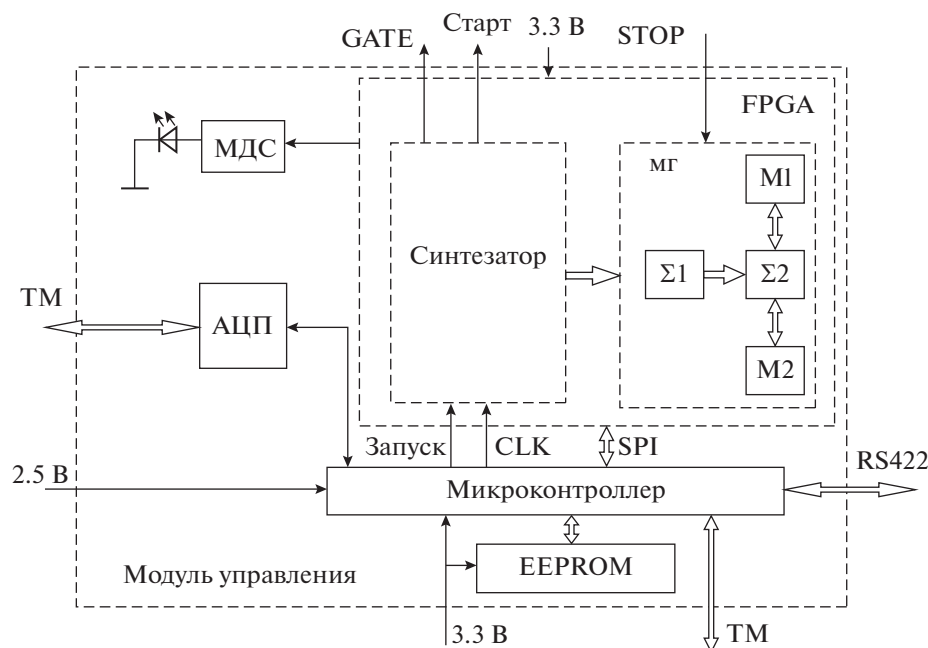


Рис. 6. Структурная схема измерителя временных интервалов: АЦП – цифро-аналоговый преобразователь; МДС – модуль дискретного сравнения; FPGA – измеритель временных интервалов; M1, M2 – блоки памяти; Σ1 – предварительный сумматор; Σ2 – главный сумматор; микроконтроллер; RS422 – порт компьютера; EEPROM – перепрограммируемая память.

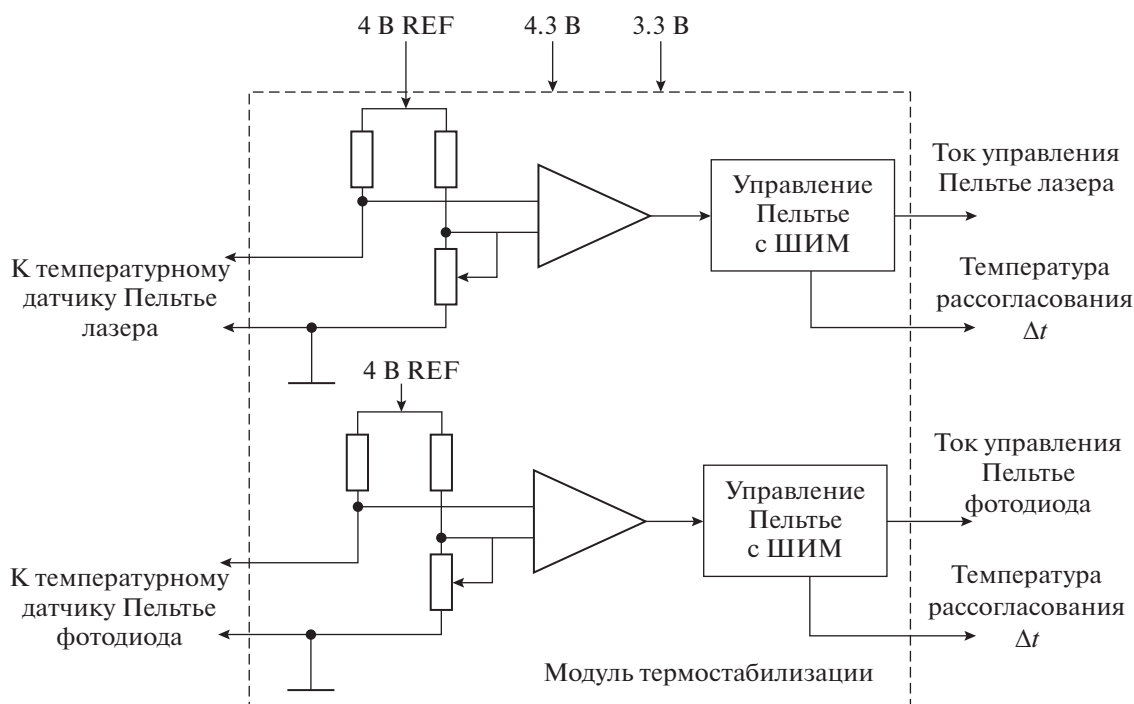


Рис. 7. Блок-схема модуля термостабилизации.

зависят от соотношения величины установленного временного окна к величине канала гистограммы.

На плате также установлен аналого-цифровой преобразователь и мультиплексор для опроса контрольных сигналов с последующей записью в память. Из полученных данных микроконтроллер формирует пакеты для передачи через порт RS-422. Считывание пакетов происходит по запросам от блока управления БДВА МТК.

МОДУЛЬ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Модуль терморегулирования, или термостабилизации, состоит из двух идентичных каналов, каждый из которых включает мостовую схему с усилителями и схему управления Пельтье на основе широтно-импульсной модуляции тока. Блок-схема модуля приведена на рис. 7.

Температурный датчик лазера или фотодиода включен в одно плечо мостовой схемы. В другом плече моста находится регулируемый делитель. С помощью регулировки в этом плече устанавливается напряжение, соответствующее выбранной температуре стабилизации. Мост запитывается высокостабильным напряжением 4 В (REF). Разность сигналов между двумя делителями усиливается и подается на схему управления Пельтье. В зависимости от температуры, мост разбалансируется и на выходах усилителя появляется отрицательный или положительный сигнал, который преобразуется в ШИМ ток управления Пельтье.

Также, разностный сигнал поступает в модуль управления как контрольный параметр.

МОДУЛЬ ПИТАНИЯ

Модуль питания формирует необходимые уровни напряжения для всех систем прибора из шины питания 5 В. Модуль включает преобразователи на 160 В, на 3.3 В, на 2.5 В, опорного напряжения на 4 В, а также линейный стабилизатор на 4.3 В и регулятор высокостабильного напряжения 135 В. Блок-схема модуля приведена на рис. 8.

Низковольтный преобразователь на 4.3 В собран на линейном стабилизаторе; опорное напряжение на высокостабильном стабилизаторе. Для выходного напряжения 160 В используется DC/DC конвертор. Выходное напряжение 135 В (регулируемое в диапазоне от 120 до 150 В) получается понижением 160 В. Высокая стабильность и регулировка понижающего преобразователя обеспечиваются с помощью ЦАП и усилителей, включенных в обратную цепь. Уровень напряжения устанавливается по команде от контроллера.

ПРОГРАММА РАБОТЫ ПРИБОРА НА ПОВЕРХНОСТИ МАРСА

Для работы прибора предусмотрены три стандартных режима работы:

- 1) дневной режим;
- 2) ночной режим;
- 3) пассивный режим.

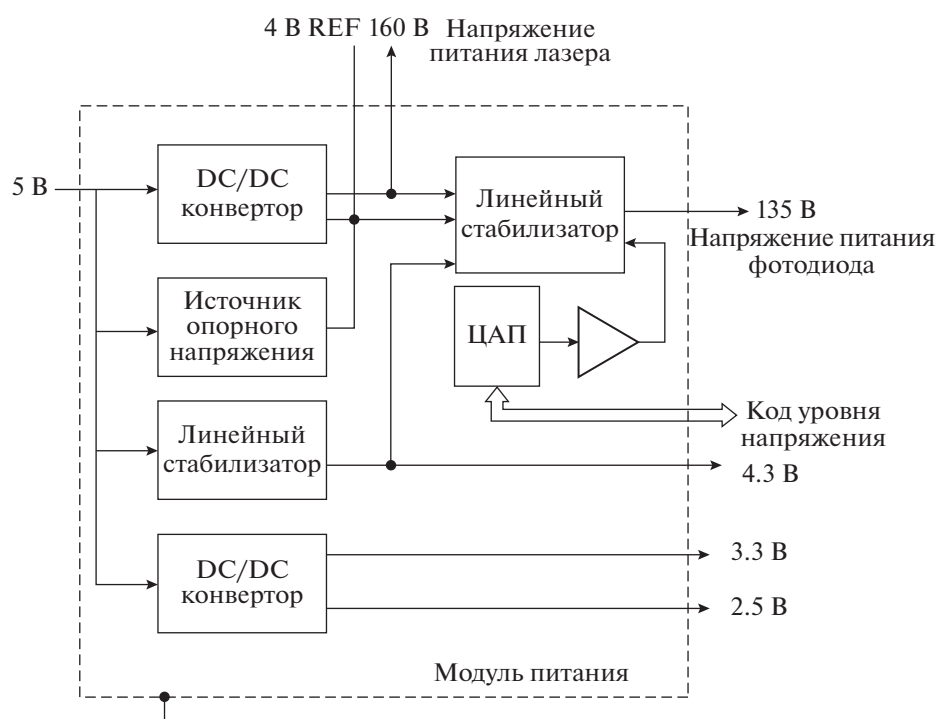


Рис. 8. Блок-схема модуля питания прибора.

Работа прибора привязана к общей циклограмме работы метеокомплекса посадочного аппарата ЭкзоМарс-2022. Управление осуществляется от блока БДВА МТК, который формирует временную диаграмму включений Лидара в дневное и ночное время. Параметры периода и продолжительности базового сценария работы прибора приведены в табл. 5, 6, 7. При необходимости, временная последовательность включений может быть изменена по командам с Земли; аналогично могут быть изменены все параметры режимов работы прибора. Первое включение прибора производится после отстрела парашюта во время посадки аппарата на поверхность Марса, которое продолжается до момента касания поверхности. Частота включений на начальном эта-

пе связана с ограниченными возможностями передачи информации с посадочного аппарата на Землю. Поэтому во время спуска прибор включается после отделения парашюта и работает до посадки с параметрами дневного режима (см. табл. 5). В дальнейшем при работе на поверхности прибор работает по временной циклограмме с параметрами, приведенными в табл. 5–7.

Каждый режим имеет следующие параметры: дальность, число включений лазера во время измерения, число стартов (стробов) фотоприемника для накоплений в ячейку дальностей. Дневной режим включает получение профиля распределения аэрозоля на дистанции до 1500 м и дальность измерений ограничивается шумом рассеянного света в приемном канале. Ночной режим включа-

Таблица 5. Режим 1, дневной

№	Обозначение	Наименование параметра	Значение
0	T_heater	Задержка от подачи питания до начала измерения	60 с
1	N samples	Число ячеек дальности (1.5 км)	200
2	Period	Частота повторения лазерных вспышек	500 мкс
3	N	Число запусков строба фотоприемник для каждой ячейки дальности	40000
4	LP enable	Разрешение работы лазера	Вкл.
5	DATA block	Объем блока данных (4 × 200 байт)	800 байт
6		Длительность измерения	140 с
7		Периодичность включения	1 раз в 15 мин

Таблица 6. Режим 2, ночной

№	Обозначение	Наименование параметра	Значение
0	T_heater	Задержка от подачи питания до начала измерения	60 с
1	N samples	Число ячеек дальности (10 км)	1500
2	Period	Частота повторения лазерных вспышек	500 мкс
3	Ncycles (× 16)	Число запусков строба фотоприемник для каждой ячейки дальности	120000
4	LP enable	Разрешение работы лазера	Вкл.
5	DATA block	Объем блока данных (4 × 200 байт)	800 байт
6		Длительность измерения	300 с
7		Периодичность включения	1 раз в 30 мин

Таблица 7. Режим 3, фотометрический (пассивный)

№	Обозначение	Наименование параметра	Значение
0	T_heater	Задержка от подачи питания до начала измерения	30 с
2	N samples	Число ячеек дальности (10 км)	20
3	Period	Частота повторения запуска	100 мкс
4	N	Число стартов измерения в одной диаграмме	40000
7	LP enable	Разрешение работы лазера	Выкл.
9	DATA block	Объем блока данных (4 × 20 байт)	80 байт
10		Длительность измерения	33 с
11		Периодичность включения 15 мин, перед каждым активным режимом 3 раза подряд	1 раз в 15 мин

ет получение профиля распределения аэрозоля на дистанции до 2000 м и обнаружение возможного облачного слоя до 10 км и ограничивается собственными шумами фотоприемника. Пассивный режим включается каждый раз перед активным режимом, три измерения длительностью 1 с подряд.

Возможность коррекции параметров и временных последовательностей позволит адаптивно скорректировать работу прибора по первым полученным данным с поверхности Марса.

КАЛИБРОВКА ПРИБОРА

Основное лидарное уравнение для расчета энергии принимаемого сигнала фотоприемником лидара имеет вид (Measures, 1984):

$$P(\lambda, R) = E_L \xi(\lambda) T(R) K(R) \frac{A_0}{R^2} \beta(R) \frac{c T_g}{2}, \quad (1)$$

где E_L — энергия лазерного импульса; $G(R)$ — нормированная функция перекрытия поля зрения объектива и пучка лазера (геометрический форм-фактор); A_0 — площадь приемного объектива; T_g — время отклика фотодетектора, длительность строба; c — скорость света; K — пропускание оптического тракта приемника; $T(R)$ — коэффициент пропускания вдоль трассы зондирования;

$\beta(R)$ — коэффициент обратного рассеяния под углом 180° (β_π).

Для Лидара, работающего в режиме счета фотонов, уравнение (1) можно записать в виде зависимости числа фотонов, прибывающих на фотоприемник:

$$P(r) = \frac{E_L}{E} K G(R) T(R) \frac{A_0}{R^2} \beta(R) \frac{c T_g}{2}, \quad (2)$$

где $E = h\nu$ — энергия одного кванта.

Для лидара непосредственно измеряемой величиной является число зарегистрированных фото-отсчетов N_i при проведении N числа испытаний (включений строба регистрации). Связь числа N_i с числом фотонов P_i (произведена замена $P(R)$ для i -й ячейки, соответствующей дальности R) определяется формулой:

$$P_i = -\frac{1}{\eta} \ln \left(1 - \frac{N_i}{N} \right), \quad (3)$$

где η — квантовая эффективность.

Следует понимать, что P_i — величина статистическая, определяющая энергию, выраженную в единицах фотонов, зафиксированную фотоприемником, и может быть меньше единицы. Более того, для оптимального режима работы величина

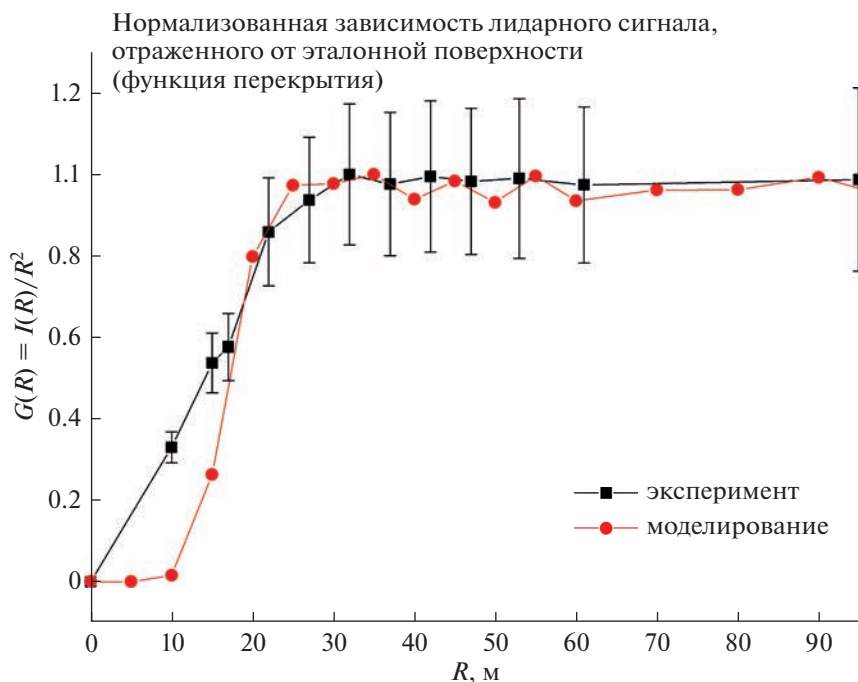


Рис. 9. Нормированная экспериментальная зависимость функции перекрытия лидара $G(R)$.

P_d должна быть меньше единицы для предотвращения насыщения фотоприемника.

Отметим, что для лидара, работающего в среде без селективного поглощения, а также в слабо рассеивающей среде, где не учитывается поглощение на частицах аэрозоля, коэффициент пропускания $T(R) = 1$.

Целью калибровки лидара является получение соответствия между измеренным количеством фото-отсчетов и величиной коэффициента обратного отражения среды β в виде некоторого коэффициента. Значение такого коэффициента можно получить как расчетным путем, методом компьютерного моделирования, подставляя паспортные значения элементов, так и натурной калибровкой.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ КАЛИБРОВКА ЛИДАРА

На первом этапе калибровок проводилось измерение форм-фактора вдоль трассы лидарного зондирования, измерение функции перекрытия $G(R)$. Калибровка заключалась в измерении величины лидарного сигнала при рассеянии импульса зондирования поверхностью топографической мишени в зависимости от расстояния до мишени. Измерения проводились на трассе в здании ИКИ РАН протяженностью 100 м. Для избегания насыщения перед лидаром помещались ослабители (нейтральные оптические фильтры).

Полученная нормированная экспериментальная зависимость приведена на рис. 9 вместе с аналогичной зависимостью, определенной методом численного моделирования. Моделирование проводилось по данным измерения распределения интенсивности в поперечном сечении лазерного пучка и измеренной чувствительности по полю зрения приемного объектива. Следует отметить, что экспериментально полученная зависимость находится в хорошем соответствии с данными численного моделирования. Экспериментальная кривая не перекрывает весь диапазон дальности работы лидара, поэтому предполагается, что для обработки лидарных данных будут использоваться соответствующая аппроксимация или данные численного моделирования.

Зависимость $G(R)$ необходима для коррекции сигнала в ближней зоне в интервале от 10 до 30 м и для подтверждения точности юстировки соосности пучка лазера, и поля зрения приемного тракта.

Для получения экспериментального калибровочного коэффициента связи коэффициента обратного рассеяния и измеряемого сигнала применялись диффузно-отражающие мишени с известным значением альбедо. Измерения проводились на горизонтальной трассе в здании ИКИ РАН. Мишени устанавливались в дальней зоне трассы зондирования на расстоянии 40–70 м от лидара. Для предотвращения насыщения измеряемого сигнала перед лидаром устанавливались ослабляющие оптические фильтры НС с паспортно-

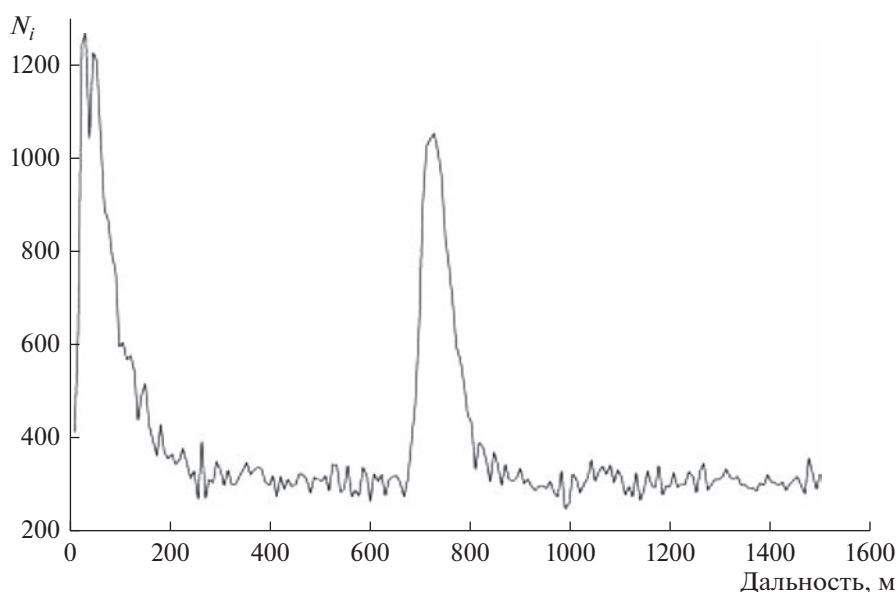


Рис. 10. Распределения аэрозоля на наклонной трассе (70° от горизонта) в условиях чистой атмосферы и слабой, переменной облачности.

ными коэффициентами поглощения. Апертура фильтров перекрывала одновременно передающий и приемный каналы с целью компенсации влияния отклонения от плоскостности поверхностей фильтров на взаимную ориентацию оптических осей каналов лидара. Для диффузно отражающей мишени в приближении закона Ламберта рассчитывался коэффициент отражения по нормали. Величины таких коэффициентов для использованных мишеней находились в интервале от 0.2 до 0.3 для рабочей длины волны лидара. Проведенные измерения позволили определить коэффициент пересчета единиц АЦП показаний прибора к единицам коэффициента отражения твердой мишени имитирующего коэффициент обратного рассеяния среды. В ходе измерений для коэффициента ослабления 2×10^{-6} на дальности 50 м величина обнаружительной способности лидара составила 4×10^{-7} 1/м ср при превышении измеряемого сигнала над уровнем собственных шумов в 3σ (при отсутствии фоновой засветки и минимального рабочего времени накопления сигнала).

ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИБОРА НА РЕАЛЬНЫХ ТРАССАХ

Для проверки работы прибора в реальных условиях выполнены измерения городского аэрозоля на наклонной трассе при наличии слабой облачности. Пример измеренного распределения аэрозоля для чистой атмосферы представлен на рис. 10.

Для оценки величины коэффициента обратного отражения городского аэрозоля были применены показания метеостанции в аэропорте Внуково в период измерения с 18:00 до 20:00 ч 15.10.2019 г. как ближайшей точки измерений и данные сайта www.accuweather.com. Использовались данные о высоте границы облачного слоя, мощности облачного покрова и метеорологической дальности видимости (МДВ). Для метеостанции Внуково показания по МДВ указаны более 10 км, высота облачного слоя 650 м, облачность 6 баллов, а по данным сайта <https://www.accuweather.com/> показания МДВ — 52 км.

Для численной оценки коэффициента обратного рассеяния в ближней зоне применено значение МДВ равное 52 км, что соответствует коэффициенту рассеяния $\beta_{sc} = 7.8 \times 10^{-5} \text{ м}^{-1}$ (МакКартни, 1979). Коэффициент β_{sc} является интегральной величиной для всех углов рассеяния, и вычисление коэффициента обратного рассеяния, измеряемого лидаром, возможно только при точных данных о физических свойствах аэрозоля. Для подтверждения функциональных возможностей прибора можно использовать оценку связи коэффициента обратного рассеяния β_π с МДВ (или коэффициент рассеяния) для прибрежных атмосферных дымок, приведенных в литературе (Калошин и др., 1994). Соответственно проведенные измерения показали, что разработанный лидар способен регистрировать аэрозоль с коэффициентом отражения $\beta_\pi \approx 2 \times 10^{-5} \text{ м}^{-1} \text{ ср}^{-1}$ на дальности не менее 200 м в условиях слабой фоновой засветки.

Также, для подтверждения функциональной возможности прибора проводились измерения до нижней границы облачности при уменьшении наклона трассы. Максимальная дальность наклонной трассы ограничивалась городской застройкой и позволяла измерять динамику и структуру облачного слоя на расстоянии не менее 1200 м.

Полученные экспериментальные результаты подтвердили требования к прибору по назначению. К сожалению, в силу жестких временных и финансовых ограничений при разработке прибора не удалось провести кросс-калибровки с лидарами других разработчиков и по эталонным аэрозолям в аэрозольных камерах НПО “Тайфун”.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Миниатюрный лидар на основе полупроводникового импульсного лазера, разработанный для посадочной платформы Европейского космического агентства (ESA) и Роскосмоса Экзо-Марс-2022, изготовлен и прошел все необходимые тестовые испытания. Его высокие характеристики подтверждены лабораторными и натурными калибровками. После завершения совместной программы ESA–Роскосмос прибор может быть использован в национальной программе исследования Марса при помощи посадочной платформы. Его малая масса (1 кг, по сравнению с 6 кг лидара Phoenix) повышает шансы установки прибора на другие средства исследования на поверхности Марса, увеличивая объем информации о пограничном слое и метеорологии планеты. Подобный лидар также имеет перспективы применения с аэростатной платформы для исследования облачного слоя Венеры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Калошин Г.А., Козлов В.С., Панченко М.В., Полькин В.В. Локационный измеритель метеорологической дальности видимости в составе лазерного маяка // Оптика атмосферы и океана. 1994. Т. 7. № 10. С. 1444–1449.
- Линкин В.М., Липатов А.Н., Ляш А.Н. Микролидар для исследования приземных слоев атмосфер планет // “Современные и перспективные разработки и технологии в космическом приборостроении”, Таруса (25–27 марта 2003 г.) // Сб. докл. ИКИ РАН. 2004. С. 295–308.
- Мак-Картни Э. Оптика атмосферы. М.: Изд. МИР, 1979. 422 с.
- Arruero I., Apéltigue V., Jiménez-Martín J., Martínez-Oter J., Álvarez-Ruós F.J., González-Guerrero M., Rivas J., Azcue J., Martín I., Toledo D., Gómez L., Jiménez-Michavila M., Yela M. DREAMS-SIS: The Solar Irradiance Sensor on-board the ExoMars 2016 lander // Adv. Space Res. 2017. V. 60. P. 103. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.04.002>
- Arumov G.P., Bukharin A.V., Linkin V.M., Lipatov A.N., Lyash A.N., Makarov V.S., Pershin S.M., Tiurin A.V. Compact aerosol lidar for Martian atmosphere monitoring according to the NASA Mars Surveyor Program '98 // Proc. SPIE. 1999. № 3688. P. 494. <https://doi.org/10.1117/12.337558>
- Bukharin A.V., Linkin V.M., Lipatov A.N., Lyash A.N., Makarov V.S., Pershin S.M., Tiurin A.V. Russian Compact Lidar for NASA Mars Surveyor Program 98 // 19th Int. Laser Radar Conf., Annapolis, Maryland, July 1998. P. 241–244.
- Daerden F., Whiteway J.A., Davy R., Verhoeven C., Komguem L., Dickinson C., Taylo P.A., Larsen N. Simulating observed boundary layer clouds on Mars // Geophys. Res. Lett. 2010. V. 37. id. L04203. <https://doi.org/10.1029/2009GL041523>.
- Daerden F., Whiteway J.A., Neary L., Komguem L., Lemmon M.T., Heavens N.G., Cantor B.A., Hébrard E., Smith M.D. A solar escalator on Mars: Self-lifting of dust layers by radiative heating // Geophys. Res. Lett. 2015. V. 42. P. 7319. <https://doi.org/10.1002/2015GL064892>
- Davy R., Taylor P.A., Weng W., Li P.-Y. A model of dust in the Martian lower atmosphere // J. Geophys. Res.: Atmospheres. 2009. V. 114. id. D04108. <https://doi.org/10.1029/2008JD010481>
- Dickinson C., Whiteway J.A., Komguem L., Moores J.E., Lemmon M.T. Lidar measurements of clouds in the planetary boundary layer on Mars // Geophys. Res. Lett. 2010. V. 37. id. L18203. <https://doi.org/10.1029/2010GL044317>.
- Dickinson C., Komguem L., Whiteway J.A., Illnicki M., Popovici V., Junkermann W., Connolly P., Hacker J. Lidar atmospheric measurements on Mars and Earth // Planet. and Space Sci. 2011. V. 59. P. 942. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2010.03.004>
- Hinson D., Wang H., Wilson J., Spiga A. Night time convection in water-ice clouds at high northern latitudes on Mars // Icarus. 2022. V. 371. id. 114693. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2021.114693>.
- Ivanov A.B., Muhleman D.O. Opacity of the Martian atmosphere from Mars Orbiter Laser Altimeter (MOLA) observations // Geophys. Res. Lett. V. 25. P. 4417–4420. 1998. <https://doi.org/10.1029/1998GL900060>
- Komguem L., Whiteway J.A., Dickinson C., Daly M., Lemmon M.T. Phoenix LIDAR measurements of Mars atmospheric dust // Icarus. 2013. V. 223. P. 649. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2013.01.020>
- Kurgansky M.V. To the theory of particle lifting by terrestrial and Martian dust devils // Icarus. 2018. V. 300. P. 97. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2017.08.029>
- Mason E.L., Smith M.D. Temperature fluctuations and boundary layer turbulence as seen by Mars Exploration Rovers Miniature Thermal Emission Spectrometer // Icarus. 2021. V. 360. id. 114350. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2021.114350>.
- Measures R.M. Laser Remote Sensing: Fundamentals and Applications. New York: John Wiley, 1984. 510 p.
- Moores J.E., Komguem L., Whiteway J.A., Lemmon M.T., Dickinson C., Daerden F. Observations of near-surface fog at the Phoenix Mars landing site // Geophys. Res.

- Lett. 2011. V. 38. id. L04203.
<https://doi.org/10.1029/2010GL046315>.
- Pershin S.M., Linkin V.M., Bukharin A.V., Makarov V.N., Patsaev D., Prochazka I., Hamal K., Dubinin D., Kuznetsov V.* Compact “safe eyes” radiation level lidar for environmental media monitoring // *Proc. SPIE*. 1993. № 2107. P. 336.
<https://doi.org/10.1117/12.162169>
- Pershin S.M., Bukharin A.V., Makarov V.N., Linkin V.M., Patsaev D., Prochazka I., Hamal K.* Portable nanojoule backscatter lidar for environmental sensing // *Proc. SPIE*. 1992. № 1752. P. 294.
<https://doi.org/10.1117/12.130741>.
- Pershin S.M.* Trouble-free compact lidar for in/outdoor atmosphere monitoring // *Proc. SPIE*. 1995. № 2506. P. 428.
<https://doi.org/10.1117/12.221044>
- Petrosyan A., Galperin B., Larsen S.E., Lewis S.R., Määttänen A., Read P.L., Renno N., Rogberg L.P.H.T., Savijärvi H., Siili T., Spiga A., Toigo A., Vázquez L.* The Martian atmospheric boundary layer // *Rev. Geophys.* 2011. V. 49. id. RG3005.
<https://doi.org/10.1029/2010RG000351>.
- Read P.L., Galperin B., Larsen S.E., Lewis S.R., Määttänen A., Petrosyan A., Renno N., Savijärvi H., Siili T., Spiga A.* The Martian Planetary Boundary Layer // *Acm. book*. Cambridge Univ. Press, 2017. P. 106.
<https://doi.org/10.1017/9781139060172.007>.
- Scaccabarozzi D., Saggin B., Pagliara C., Magni M., Marco Tarabini M., Esposito F., Molfese C., Cozzolino F., Cortecchia F., Dolnikov G., Kuznetsov I., Lyash A., Zakharov A.* MicroMED, design of a particle analyzer for Mars // *Measurement*. 2018. V. 122. P. 466–472.
<https://doi.org/10.1016/j.measurement.2017.12.041>
- Smith D.E., Zuber M.T., Frey H.V., Garvin J.B., Head J.W., Muhleman D.O., Pettengill G.H., Phillips R.J., Solomon S.C., Zwally H.J., Banerdt W.B., Duxbury T.C.* Topography of the Northern Hemisphere of Mars from the Mars Orbiter Laser Altimeter // *Science*. 1998. V. 279. P. 1686.
<https://doi.org/10.1126/science.279.5357.1686>
- Smith D.E., Zuber M.T., Solomon S.C., Phillips R.J., Head J.W., Garvin J.B., Banerdt W.B., Muhleman D.O., Pettengill G.H., Neumann G.A., Lemoine F.G., Abshire J.B., Aharonson O., Brown C.D., Hauck S.A., Ivanov A.B., McGovern P.J., Zwally H.J., Duxbury T.C.* The global topography of Mars and implications for surface evolution // *Science*. 1999. V. 284. P. 1495.
<https://doi.org/10.1126/science.284.5419.1495>
- Spiga A.* Turbulence in the lower atmosphere of Mars enhanced by transported dust particles // *J. Geophys. Res.: Planets*. 2021. V. 126. id. e07066.
<https://doi.org/10.1029/2021JE007066>.
- Tamppari L.K., Lemmon M.T.* Near-surface atmospheric water vapor enhancement at the Mars Phoenix lander site // *Icarus*. 2020. V. 343. id. 113624.
<https://doi.org/10.1016/j.icarus.2020.113624>.
- Toledo D., Rannou P., Pommereau J.-P., Foujols T.* The optical depth sensor (ODS) for column dust opacity measurements and cloud detection on Martian atmosphere // *Experimental Astron.* 2016. V. 42. P. 61.
<https://doi.org/10.1007/s10686-016-9500-7>
- Vago J., Witasse O., Svedhem H., Baglioni P., Haldemann A., Gianfiglio G., Blancquaert T., McCoy D., de Groot R.* ESA ExoMars program: The next step in exploring Mars // *Sol. Syst. Res.* 2015a. V. 49. P. 518.
<https://doi.org/10.1134/S0038094615070199>
- Vago J.L., Lorenzoni L., Calantropio F., Zashchirinskiy A.M.* Selecting a landing site for the ExoMars 2018 mission // *Sol. Syst. Res.* 2015b. V. 49. P. 538.
<https://doi.org/10.1134/S0038094615070205>
- Whiteway J., Daly M., Carswell A., Cook C.R., Dickenson C., Komguem L., Daly M., Hahn J.F., Taylor P.A.* Lidar on the Phoenix mission to Mars // *J. Geophys. Res.: Planets*. 2008. V. 113. id. E00A08.
<https://doi.org/10.1029/2007JE003002>.
- Whiteway J.A., Komguem L., Dickinson C., Cook C., Illnicki M., Seabrook J., Popovici V., Duck T.J., Davy R., Taylor P.A., Pathak J., Fisher D., Carswell A.I., Daly M., Hipkin V., Zent A.P., Hecht M.H., Wood S.E., Tamppari L.K., Renno N., Moores J.E., Lemmon M.T., Daerden F., Smith P.H.* Mars water-ice clouds and precipitation // *Science*. 2009. V. 325. P. 68.
<https://doi.org/10.1126/science.1172344>
- Zakharov A.V., Dolnikov G.G., Kuznetsov I.A., Lyash A.N., Esposito F., Molfese C., Arruego Rodríguez I., Seran E., Godefroy M., Dubov A.E., Dokuchaev I.V., Knyazev M.G., Bondarenko A.V., Gotlib V.M., Karedin V.N., Shashkova I.A., Abdelaal M.E., Kartasheva A.A., Shekhovtsova A.V., Bednyakov S.A., Barke V.V., Yakovlev A.V., Grushin V.A., Bychkova A.S., Popel S.I., Korablev O.I., Rodionov D.S., Duxbury N.S., Petrov O.F., Lisin E.A., Vasiliev M.M., Poroikov A.Yu., Borisov N.D., Cortecchia F., Saggin B., Cozzolino F., Brienza D., Scaccabarozzi D., Mongelluzzo G., Franzese G., Porto C., Martín Ortega Rico A., Santiuste N.A., deMingo J.R., Popa C.I., Silvestro S., Brucato J.R.* Dust Complex for Studying the Dust Particle Dynamics in the Near-Surface Atmosphere of Mars // *Sol. Syst. Res.* 2022. V. 56. № 6. P. 351–368.
<https://doi.org/10.1134/S0038094622060065>
- Zuber M.T., Smith D.E., Solomon S.C., Muhleman D.O., Head J.W., Garvin J.B., Abshire J.B., Bufton J.L.* The Mars Observer laser altimeter investigation // *J. Geophys. Res.: Planets*. 1992. V. 97. P. 7781–7797.
<https://doi.org/10.1029/92JE00341>

УДК 521.1, 521.182

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ПОЗИЦИОННЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ, ВЫПОЛНЕННЫМ НА ТЕРСКОЛЬСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

© 2023 г. П. А. Левкина^{а, *}, И. Н. Чувашов^{б, **}

^аИнститут астрономии Российской академии наук, Москва, Россия

^бТомский государственный университет, Томск, Россия

*e-mail: ayvazovskaya@inasan.ru

**e-mail: chuvashovin@gmail.com

Поступила в редакцию 28.12.2022 г.

После доработки 28.02.2023 г.

Принята к публикации 05.03.2023 г.

В работе представлена методика обработки позиционных наблюдений околоземных объектов с помощью численной модели движения ИСЗ, разработанной в Научно-исследовательском институте прикладной математики и механики Томского государственного университета (НИИ ПММ ТГУ). Среднеквадратическая ошибка улучшения орбиты без отбраковки наблюдений для таких объектов не превышает 0.3" на семисуточном интервале времени. Получены результаты представления наблюдений на следующее появление объекта, что позволяет находить объект на интервале времени 5 мес. Уточнена орбита при совместной обработке измерений по нескольким появлениям объекта на полугодовом интервале времени. Все результаты получены по наблюдениям, выполненным на оборудовании центра коллективного пользования "Терскольская обсерватория".

Ключевые слова: позиционные наблюдения, численное моделирование, орбитальная эволюция, световое давление, космический мусор

DOI: 10.31857/S0320930X23040060, **EDN:** RENSOK

ВВЕДЕНИЕ

На текущий момент в околоземном космическом пространстве насчитывается почти 54 тыс. объектов искусственного происхождения (<https://www.space-track.org>). Из них 90 процентов – объекты космического мусора, образовавшиеся в результате столкновений между собой или разрушения родительского тела. Наземными службами осуществляется постоянный мониторинг всей наблюдаемой совокупности объектов, поскольку они могут представлять угрозу для действующих космических аппаратов (Klinkrad, 2006). Для большинства таких объектов можно получить позиционные наблюдения, их размеры превышают 10 см (Оголев, Морозов, 2019). Совершенствование методики получаемых наблюдений с возможностью охвата большого количества объектов предъявляет дополнительные требования к качеству программного обеспечения для обработки наблюдательной информации. Программный комплекс для обработки наблюдений должен позволять определять орбиты исследуемых объектов и выдавать эфемериды на длительные интервалы времени. Целями данной работы являются тестирование разработанного программного

обеспечения, а именно численной модели движения ИСЗ, разработанной в Научно-исследовательском институте прикладной математики и механики Томского государственного университета (НИИ ПММ ТГУ), а также проверка возможности обнаружения объекта геостационарной зоны через продолжительный интервал времени (более пяти месяцев).

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Численная модель ИСЗ и космического мусора, разработанная в НИИ ПММ ТГУ, используется для обработки высокоточных позиционных наблюдений малоразмерных фрагментов космического мусора (Aleksandrova и др., 2017). Для определения и долгосрочного прогнозирования орбиты фрагмента космического мусора необходимы длинные ряды наблюдений. Полный ряд наблюдений, как правило, содержит выбросы, так называемые ошибочные наблюдения, погрешности которых не имеют систематики и могут быть связаны с электроникой наблюдательного комплекса, не идеальными погодными условиями

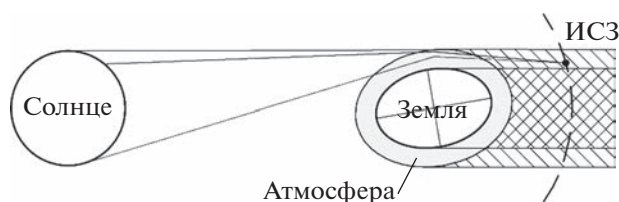


Рис. 1. Модель светового давления околоземного объекта, учитывающая двойное преломление света в атмосфере Земли и ее несферичность.

при получении снимков, ошибками наблюдателя и т.д.

В численную модель движения объектов космического мусора включены следующие возмущения:

- возмущения, связанные с несферичностью Земли (EGM2008);
- вековые изменения гармонических коэффициентов C_{20} , C_{30} , C_{40} ;
- лунно-солнечные возмущения;
- возмущения от светового давления и эффекта Пойнтинга–Робертсона;
- релятивистские эффекты.

В модель также включены следующие поправки к положениям пунктов:

- от приливных деформаций центрального тела;
- от океанических и атмосферных приливов;
- от океанического и твердотельного полюсных приливов.

Суммарная поправка к положениям пунктов наблюдений не превышает нескольких метров. Заметное влияние данных поправок на точность определения орбиты объектов оказывается при уточнении орбиты на длительных интервалах времени. Существенный вклад в движение оказывает сила светового давления ($\mathbf{P}$), которая для сферического объекта задается следующим образом:

$$\mathbf{P} = L \frac{\mathbf{x}}{|\mathbf{x}|} - L \left(\frac{\dot{\mathbf{x}} \times \mathbf{x}}{c |\mathbf{x}|} + \frac{\mathbf{x}}{c} \right),$$

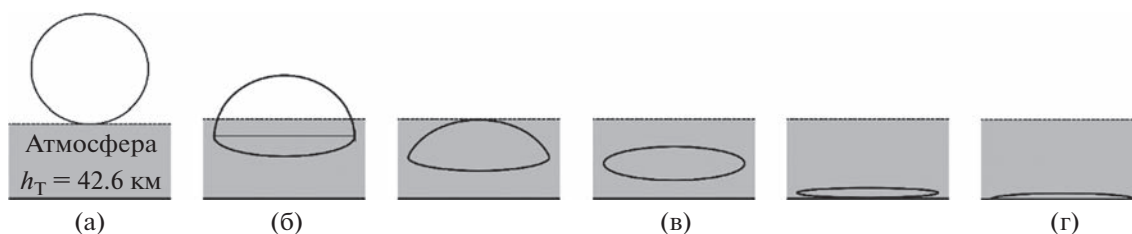


Рис. 2. Преломление солнечных лучей в атмосфере Земли: (а) — край диска Солнца касается края атмосферы; (б) — погружение диска Солнца в атмосферу Земли; (в) — затмение Солнца атмосферой; (г) — затмение Солнца поверхностью Земли.

где константа L :

$$L = \kappa \theta \frac{a_E^2 \sigma}{|\mathbf{x}|^2 m},$$

где, в свою очередь, $\mathbf{x}$ и $\dot{\mathbf{x}}$ — векторы координат и скоростей объекта в гелиоцентрической системе координат соответственно; c — скорость света; κ — солнечная постоянная (IERS Standards, 1992), θ — постоянная, характеризующая отражающие свойства спутника ($\theta = 1$ соответствует зеркальному отражению); a_E — одна астрономическая единица; σ — площадь миделева сечения, отнесенная к плоскости, перпендикулярной гелиоцентрическому вектору положения, m — масса исследуемого объекта. Первая часть в формуле отвечает за световое давление, вторая — за эффект Пойнтинга–Робертсона (Robertson, 1937). Учет влияния радиационного давления на спутник будет неточным, если не учитывать моменты пересечения орбиты спутника и тени Земли. Поэтому формулу для учета светового давления требуется дополнить параметром функции тени Φ .

Для высокоточного численного моделирования необходим программный комплекс, который будет не только учитывать полутень от Земли, но и принимать во внимание двойное преломление солнечных лучей в земной атмосфере и сжатие Земли (рис. 1). В настоящем исследовании вышеперечисленное учитывается с помощью численной модели ИСЗ и космического мусора НИИ ПММ ТГУ. Все основные формулы и их вывод можно найти в работах (Vokrouhlicky и др., 1993; 1996). Здесь мы ограничимся только основными выкладками и небольшими комментариями.

Солнечное затмение на спутнике можно разделить на несколько стадий (рис. 2):

- фаза 0. Нулевая фаза продолжается, пока спутник освещается Солнцем. Этот момент длится до тех пор, пока край диска Солнца не коснется края атмосферы (рис. 2а). За край атмосферы принято считать высоту, на которой коэффициент преломления света становится меньше единицы (42.6 км).

Таблица 1. Наблюдения объекта 90073

Год	Количество наблюдений	Количество сеансов
2014	1753	4
2015	2447	4
2016	1537	3
2017	2947	4
2018	3817	4
2019	1138	2

Далее, при прохождении солнечных лучей сквозь атмосферу Земли происходит искажение диска Солнца, а вследствие этого изменения его геометрических размеров и уменьшение потока радиационного давления на объект. В этом процессе можно выделить две стадии:

- Фаза 1. Первая фаза продолжается до тех пор, пока диск Солнца не будет полностью погружен в атмосферу Земли (рис. 2б).

- Фаза 2. Вторая фаза продолжается пока искаженный диск Солнца не коснется поверхности Земли (рис. 2в). За это время происходит сильное преломление солнечных лучей в плотных слоях атмосферы, что приводит к еще большему уменьшению радиационного давления.

- Фаза 3. После этого наступает “истинная полутьма” — явление, когда диск Солнца перекрывается диском Земли (рис. 2г). С момента захода Солнца за поверхность Земли наступает ночь.

Выход из тени Земли аналогичен описанному выше процессу, только в обратном порядке.

НАБЛЮДАТЕЛЬНЫЕ ДАННЫЕ

Для исследования были использованы длинные ряды наблюдений малоразмерного геосинхронного объекта космического мусора № 90073. Этот объект является фрагментом китайского метеорологического спутника Fengyun 2D (33458 NORAD (0605304)), выведенного на геостационарную орбиту в декабре 2006 г. С 2007 г. фрагмент Fengyun 2D Deb содержится в каталоге орбит геостационарных объектов ИПМ им. М.В. Келдыша под номером 90073. С 2008 г. содержится в каталоге NORAD (Hoots, Roehrich, 1988).

Объект находится в режиме либрации возле точки 75° в.д.

В табл. 1 приведена статистика наблюдений объекта 90073, полученных на Терскольской обсерватории за несколько лет (Bakhtigaraev и др., 2016).

Для исследования методики обработки измерений нами был взят самый длинный наблюдательный ряд, полученный в 2018 г. Особенность

наблюдений 2018 г. заключается в периодах проведения измерений объекта:

Первый сеанс — с 28 февраля по 13 марта 2018 г.

Второй сеанс — с 24 июня по 08 июля 2018 г.

Третий сеанс — с 10 по 17 октября 2018 г.

Четвертый сеанс — с 17 по 28 декабря 2018 г.

В 2018 г. наибольший интерес представляет второй сеанс, так как эпоха наблюдения находится в середине года, позволяя нивелировать ошибку прогнозирования на краях интервала улучшения орбиты. Кроме того, второй сеанс самый продолжительный из всех наблюдательных сеансов за 2018 г.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРБИТЫ ОБЪЕКТА 90073

Для определения начального приближения для улучшения орбиты использовалась хорошо себя зарекомендовавшая в околоземной динамике методика приближенного определения орбиты по двум близким наблюдениям (Батулин, Чувашов, 2006). Упомянутый метод подходит для небольших орбитальных дуг. Определяя орбиту объекта на большом интервале наблюдений, можно столкнуться с овражной обратной задачей, вызванной неточным определением начального положения (Авдюшев, 2010). Из-за неточного определения начального приближения наблюдательный ряд второго сеанса 2018 г. был разбит на два отдельных интервала. Первый интервал включает в себя 503 измерения и длину дуги 7.12 сут (или 7 оборотов вокруг Земли), он позволяет определить начальное положение объекта и оценить ошибки прогнозирования движения объекта на длительные интервалы времени. Вторым интервалом включает в себя 95 измерений и длину дуги 8 сут (или 8 оборотов вокруг Земли). Вторым интервалом используется нами как контрольный (см. следующий раздел настоящей статьи).

На рис. 3а и 3б приведены невязки по прямому восхождению и склонению, соответственно. Средняя квадратическая ошибка на этом интервале наблюдений составила 0.30″.

Эпоха определения орбиты лежит на середине интервала, на краях интервала невязки возрастают.

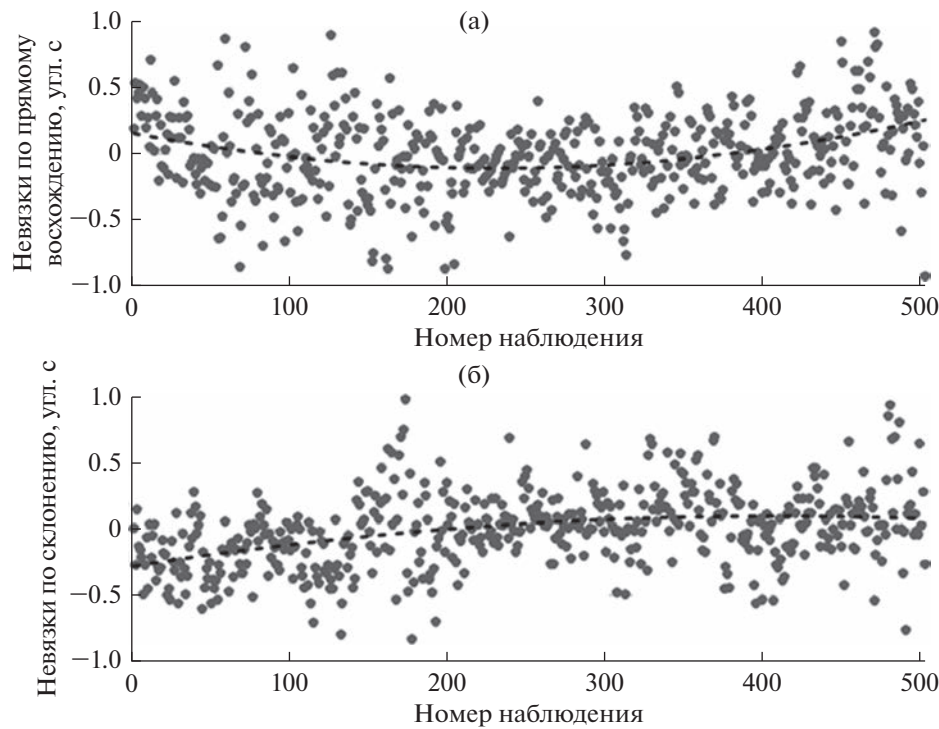


Рис. 3. Невязки по прямому восхождению (а) и склонению (б) для объекта 90073 на интервале времени 7 сут в 2018 г. Штрихпунктирная линия показывает степень расхождения между вычисленными и наблюдаемыми угловыми значениями.

Большая совокупность наблюдений получена с невязками, лежащими в интервале от $-0.3''$ до $0.3''$.

Анализ графиков невязок (рис. 3а и 3б) показывает наличие больших отклонений. Например, невязки по прямому восхождению имеют среди прочих большие значения в измерениях от 50-го до 200-го, невязки по склонению — в измерениях от 100-го до 200-го. Эти значения могут иметь разное происхождение: от погрешностей телескопа до ошибок обработки наблюдений. Следовательно, как и в любой обратной задаче небесной механики, нужно прибегать к методике отбраковки наблюдений.

Известно, что отбраковка наблюдений может сильно влиять на качество определяемой орбиты, но также этот процесс может исключить значимые данные из процесса определения орбиты, что может привести к выбору ошибочной орбиты

движения, пусть и с минимальной среднеквадратической ошибкой. При этом важно следить за изменением длины дуги наблюдения, так как зачастую наибольшие отклонения невязок оказываются на краях интервалов наблюдений (рис. 3а и 3б) и могут попасть в отбраковку. В табл. 2–4 приводятся результаты отбраковки по 3σ , 2σ и 1σ .

После трех этапов отбраковки по 3σ на семи-суточном интервале количество наблюдений почти не изменилось (уменьшилось на 1%), среднеквадратическая ошибка уменьшилась на $0.01''$.

При отбраковке по 2σ (см. табл. 3) среднеквадратическая ошибка уменьшается на 30% и составляет $0.21''$, что соответствует ошибке положения в 40 м для геостационарного спутника. При этом количество наблюдений уменьшается на 20%, и отбраковываются наблюдения только внутри интервала, дуга наблюдаемости сохраняется.

Таблица 2. Отбраковка наблюдений по 3σ

Этап отбраковки	Коэффициент парусности, $\text{м}^2/\text{кг}$	Количество наблюдений	Среднеквадратическая ошибка, угл. с	Длина дуги, сутки
0	0.140	503	0.30	7.12
1	0.140	499	0.29	7.12
2	0.140	497	0.29	7.12
3	0.141	496	0.29	7.12

Таблица 3. Отбраковка наблюдений по 2σ

Этап отбраковки	Коэффициент парусности, $\text{м}^2/\text{кг}$	Количество наблюдений	Среднеквадратическая ошибка, угл. с	Длина дуги, сутки
0	0.140	503	0.30	7.12
1	0.141	450	0.24	7.12
2	0.142	415	0.22	7.12
3	0.142	391	0.21	7.12

Таблица 4. Отбраковка наблюдений по 1σ

Этап отбраковки	Коэффициент парусности, $\text{м}^2/\text{кг}$	Количество наблюдений	Среднеквадратическая ошибка, угл. с	Длина дуги, сутки
0	0.140	503	0.30	7.12
1	0.140	260	0.15	7.1
2	0.141	96	0.08	7.1
3	0.142	41	0.04	7.1

Отбраковка по 1σ (табл. 4) приводит к сильному уменьшению среднеквадратической ошибки наблюдения в шесть раз относительно первоначальной, но при этом количество наблюдений уменьшается значительно, больше, чем в 10 раз. Т.е. в данном случае в процессе отбраковки выбраны наиболее приближенные определяемой орбите наблюдения, но отличные от целевой орбиты.

ПРЕДСТАВЛЕНИЕ НАБЛЮДЕНИЙ

По разным наборам наблюдений можно определить множество орбит, для которых среднеквадратическая ошибка будет иметь минимальные значения. Однако такие орбиты могут сильно отличаться от целевой орбиты. Чтобы проверить точность полученной орбиты, прибегают к представлению наблюдений. Расширяя наблюдательный ряд, включая в него новые сеансы наблюдений, можно определить невязки по прямому восхождению и склонению в первой итерации улучшения. По сути, это проецирование траектории движения объекта по вычисленной по предыдущему набору наблюдений орбите на небесную сферу и нахождение отклонения данной траектории от наблюдаемой. Проверка выбранной орбиты осуществлялась на следующих восьми днях, т.е. на втором (контрольном) интервале (см. предыдущий раздел статьи), количество наблюдений при этом увеличилось до 598 измерений. При этом невязки по прямому восхождению резко возрастают, достигая $4''$ на 22-м наблюдении и далее уменьшаются (см. рис. 4), а для склонения такого не наблюдается. Это говорит о том, что семи оборотов объекта вокруг Земли недостаточно для точного определения орбиты и прогнозирования

движения объекта на длительные интервалы времени. Иными словами, первоначально выбранного интервала в 7.12 сут недостаточно для определения орбиты.

Уточнение орбиты на интервале времени 15 сут привело к уменьшению среднеквадратической ошибки до $0.6''$. Также была произведена отбраковка наблюдений по критерию 2σ и, как видно из табл. 5, на второй итерации отбраковки получилась орбита (серый фон строки), которая удовлетворяет нескольким условиям: длина дуги наблюдаемости не меняется и составляет 15 витков объекта, среднеквадратическая ошибка уменьшается более чем в два раза, количество измерений уменьшается на 140 наблюдений (20% от общего количества). Дальнейшая отбраковка сильно уменьшает дугу наблюдаемости и меняет состав наблюдений, следовательно, использование орбиты после третьей итерации отбраковки по 2σ является нецелесообразным.

Орбиту, представленную после отбраковки по 2σ , можно считать целевой орбитой и использовать ее для представления наблюдений на более длительный интервал времени (табл. 6).

Рассмотрим возможность представления наблюдений на более длительном интервале времени. Заметим, что эпоха наблюдения остается внутри интервала наблюдений 15 сут (табл. 6), а дуга наблюдаемости значительно увеличивается с 15 сут до 5 мес., т.е. более чем в 10 раз. Уточнение орбиты на таком длительном интервале времени позволяет проверить:

- точность полученных наблюдений;
- эффективность включения значимых возмущений в модель сил движения геостационарного

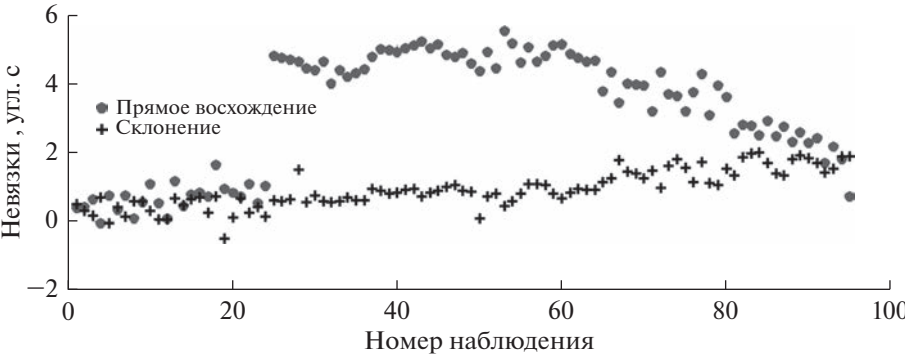


Рис. 4. Среднеквадратические ошибки по прямому восхождению (серый цвет) и склонению (черный цвет), представленные на интервале времени 15 сут.

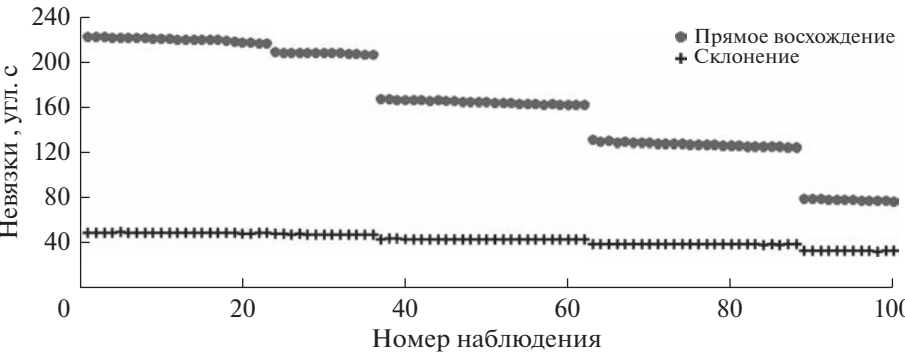


Рис. 5. Среднеквадратические ошибки по прямому восхождению (серый цвет) и склонению (черный цвет), представленные через пять месяцев.

объекта, которые могут повлиять на движение на этом интервале времени;

– возможность поиска и обнаружения данного объекта на длительных интервалах времени.

На рис. 5 показаны невязки по прямому восхождению и склонению представления наблюдений на пять месяцев. Можно заметить, что невязки разбиты на группы, это связано с несколькими сеансами измерений объекта в течение одной ночи.

Из рис. 5 следует, что самая большая невязка по прямому восхождению лежит в интервале до 220". Это примерно в 3 раза меньше, чем поле зрения телескопа Zeiss-2000 (11" × 11"), на котором выполняются наблюдения. Таким образом, по

результатам определения орбиты описанным методом через 5 мес. объект может быть найден в поле зрения телескопа без дополнительных поисковых наблюдений.

Если уточнить орбиту объекта 90073 на 5-месячном интервале времени, то можно получить следующие параметры (табл. 7). Среднеквадратическая ошибка уточнения орбиты составила 8.52", что является довольно большим значением. Ошибка определения параметров также увеличилась.

Сравнивая значения кеплеровых элементов орбиты, полученных на 15-суточном и на 5-месячном интервале времени, можно обратить вни-

Таблица 5. Определение орбиты объекта 90073. Отбраковка наблюдений по 2σ

Номер отбраковки	Коэффициент парусности, м ² /кг	Количество наблюдений	Среднеквадратическая ошибка, угл. с	Длина дуги, сутки
0	0.140	598	0.61	15.1
1	0.139	523	0.46	15.1
2	0.139	460	0.28	15.0
3	0.138	423	0.23	7.11

Таблица 6. Кеплеровы элементы орбиты объекта 90073, полученные на 15-суточном интервале времени

Эпоха	2018.06.29 00:00:00
Большая полуось, м	$42\,159\,086.9298 \pm 27.81$
Эксцентриситет	0.007634 ± 0.0000011
Наклон орбиты, град	6.6830 ± 0.0000032
Долгота восходящего узла, град	56.4970 ± 0.000091
Аргумент перицентра, град	331.9418 ± 0.0012
Средняя аномалия, град	315.7332 ± 0.0012
Коэффициент парусности, м ² /кг	0.138998

Таблица 7. Кеплеровы элементы орбиты объекта 90073, полученные на пятимесячном интервале времени

Эпоха	2018.06.29 00:00:00
Большая полуось, м	$42\,159\,060.9082 \pm 258.44$
Эксцентриситет	0.0073894 ± 0.000018
Наклон орбиты, град	6.6828 ± 0.000067
Долгота восходящего узла, град	56.4990 ± 0.0018
Аргумент перицентра, град	332.2583 ± 0.033
Средняя аномалия, град	315.3944 ± 0.032
Коэффициент парусности, м ² /кг	0.132156

мание, что значения элементов не сильно отличаются друг от друга. Самое большое отличие наблюдается только в большой полуоси — 26 м, но это меньше, чем ошибка определения параметра большой полуоси. Все остальные параметры остаются почти без изменения. Стоит обратить внимание, что чем больше интервал наблюдения, тем сложнее обеспечить сходимость итерационного процесса. Хотя численная модель имеет субсантиметровую точность прогнозирования (Оголев, Морозов, 2019), она сильно зависит от точности самих наблюдений. Известно, что внутренняя точность позиционных наблюдений составляет 0.1–0.15" или 20 м на геостационарной орбите, что очень близко к точности определения орбитальных параметров. Это может приводить к большим ошибкам определения орбиты на длительных интервалах времени. К тому же коэффициент парусности из-за неуправляемого трехосного вращения должен рассматриваться не в качестве постоянной величины, а как изменяющийся во времени параметр. Эффект от вращения объекта может не сильно влиять на движение из-за усреднения значения миделевого сечения на коротком интервале времени (что видно из табл. 2–5), а на длительных интервалах времени изменение площади миделевого сечения должно описываться формулой вращения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены результаты численного моделирования движения объекта 90073, параметры орбиты которого были получены при помощи позиционных наблюдений, выполненных на оборудовании Центра коллективного пользования “Терскольская обсерватория”.

Моделирование проводилось с использованием программного комплекса “Численная модель движения ИСЗ”, адаптированного для уточнения орбит объектов космического мусора.

Разработана методика первичной обработки продолжительных позиционных наблюдений околоземных объектов с вынужденной отбраковкой измерений, позволяющей сохранить дугу наблюдения (состав наблюдений) и вместе с тем уменьшить среднеквадратическую ошибку наблюдений.

По результатам исследования можно сформулировать следующие выводы:

- орбита объекта, определенная на коротком интервале времени (7 и менее оборотов объекта вокруг Земли), может не совпадать с целевой орбитой, что приведет к большим ошибкам представления наблюдений на следующее появление объекта;

- длительные наблюдательные ряды (15 и более оборотов объекта вокруг Земли) позволяют уточнить орбиту объекта, что позволяет представ-

лять наблюдения на 5 и более месяцев и находить объект в поле видимости телескопа, не прибегая к дополнительным поисковым методам;

– определение усредненного коэффициента парусности совместно с вектором состояния объекта целесообразно проводить на коротких интервалах времени, на длительных интервалах времени включение этого параметра в определяемые ухудшает процесс сходимости.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых (МК-4236.2022.1.2).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Авдюшев В.А.* Численное моделирование орбит. Томск: Изд-во НТЛ, 2010. 282 с.
- Батулин А.П., Чувашов И.Н.* Упрощенный способ определения начального приближения при улучшении орбит // Изв. вузов. Физика. 2006. № 2. Приложение. С. 52–55.
- Оголев А.В., Морозов С.В.* Анализ засоренности околоземного космического пространства объектами техногенного происхождения и их влияние на функционирование космических аппаратов // Сб. трудов Всероссийской научной конференции с международным участием “Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы”. М.: ИКИ РАН, 2019. С. 15–19.
- Aleksandrova A.G., Bordovitsyna T.V., Chuvashov I.N.* Numerical modeling in problems of near-Earth object dynamics // Russian Phys. J. 2017. V. 60. № 1. P. 80–89.
- Bakhtigaraev N.S., Levkina P.A., Chazov V.V.* Empirical model of motion of space debris in the geostationary region // Sol. Syst. Res. 2016. V. 50. № 2. P. 130–135.
- Hoots F., Roehrich R.* Models for propagation of NORAD element sets // Spacetrack Report. 1988. № 3. 91 p.
- IERS Standarts.* IERS Technical Note. Paris: Central Bureau of IERS, 1992. 150 p.
- Klinkrad H.* Space Debris. Models and Risk Analysis. Berlin, Heidelberg: Springer, 2006. 430 p.
- Robertson H.P.* Dynamical effects of radiation in the Solar System // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 1937. V. 97. P. 423–438.
- Vokrouhlicky D., Farinella P., Mignard F.* Solar radiation pressure perturbations for Earth satellites. 1. A complete theory including penumbra transitions // Astron. and Astrophys. 1993. V. 280. № 2. P. 295–312.
- Vokrouhlicky D., Farinella P., Mignard F.* Solar radiation pressure perturbations for Earth satellites. 4. Effects of the Earth’s polar flattening on the shadow structure and the penumbra transitions // Astron. and Astrophys. 1996. V. 307. № 2. P. 635–644.

УДК 521.1, 523.4

ВЕКОВАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ ДИНАМИКА КАНДИДАТОВ В СПУТНИКИ ЭКЗОПЛАНЕТ

© 2023 г. А. В. Мельников*

Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, Санкт-Петербург, Россия

*e-mail: melnikov@gaoran.ru

Поступила в редакцию 14.11.2022 г.

После доработки 05.12.2022 г.

Принята к публикации 21.12.2022 г.

Проведен анализ устойчивости вековой орбитальной динамики ряда потенциально существующих спутников экзопланет. Установлен устойчивый характер вековой динамики возможных спутников (“экзолун”) у планет KOI-268.01, Kepler-1000b и Kepler-1442b. Для указанных систем получены оценки возможных значений орбитальных параметров экзолун. Рассмотрена динамика обнаруженных из анализа наблюдений спутников у планет Kepler-1625b и Kepler-1708b. Установлено, что большая полуось орбиты спутника планеты Kepler-1625b может иметь величину от 5 до 25 радиусов планеты. Показано, что имеющееся для спутника планеты Kepler-1708b решение (Kipping и др., 2022) соответствует устойчивой орбите спутника.

Ключевые слова: спутники планет, экзопланеты, устойчивость движения, Kepler-1625b, Kepler-1708b

DOI: 10.31857/S0320930X23030064, **EDN:** IHLLFC

ВВЕДЕНИЕ

Все планеты Солнечной системы, за исключением Меркурия, обладают спутниками, число которых у планет-гигантов составляет несколько десятков (см. подробнее о спутниках планет монографию Емельянова (2019) и обзор Мельникова и Шевченко (2022)). В последние два десятилетия активно развиваются исследования возможности существования спутников в планетных системах у других звезд (Kipping, 2009; 2011; Kipping и др., 2012; 2022; Heller, 2014; Heller и др., 2014; Sucerquia и др., 2019; 2020; 2022; Teachey, 2021). Поиски “экзолун” проводятся посредством анализа данных наблюдений транзитов экзопланет, в частности, в рамках проекта НЕК (“Hunt for Exomoons with Kepler”), см. работы (Kipping и др., 2012; 2013a; 2013b; 2014; 2015; Teachey и др., 2018). Наличие спутника вносит специфические особенности (см. подробнее Kipping (2009; 2011); Awiphan, Kerins (2013); Heller (2014); Saha, Sengupta (2022)) в форму кривой блеска транзита планеты. Большой интерес к экзолунам обусловлен, прежде всего, высокой актуальностью проблемы обитаемости экзопланетных систем. Планеты часто представляют собой газовые гиганты, находящиеся в области потенциальной обитаемости у родительской звезды (Williams и др., 1997; Heller и др., 2014; Sucerquia и др., 2020), поэтому на спутниках экзопланет могут поддерживаться подходящие для существования жизни условия (Wil-

liams и др., 1997; Kaltenegger, 2010; 2017; Heller, 2012; Heller др., 2014; Martínez-Rodríguez и др., 2019; Tjoa и др., 2020).

В работах (Teachey и др., 2018; Teachey, Kipping, 2018) был представлен первый реальный кандидат в экзолуны. Посредством анализа наблюдений с ИСЗ HST (Hubble Space Telescope) и с использованием метода TTV (Transit Timing Variations) были получены свидетельства существования у планеты Kepler-1625b спутника. Планета Kepler-1625b по своим размерам близка к Юпитеру, а ее спутник — к Нептуну (Heller, 2018). По поводу обоснованности обнаружения спутника планеты Kepler-1625b возникла дискуссия (Heller, 2018; Teachey и др., 2018; 2020; Heller и др., 2019; Martin и др., 2019; Moraes, Vieira Neto, 2020; Rosario-Franco и др., 2020; Moraes и др., 2022; Kipping и др., 2022), подчеркивающая сложность проблемы обнаружения спутников экзопланет. При помощи метода TTV Fox и Wiegert (2021) обнаружили восемь систем, для которых транзиты планет имеют признаки наличия спутников. Kipping (2020) провел дополнительное независимое исследование шести систем, указанных в работе (Fox, Wiegert, 2021), и не выявил в имеющихся наблюдательных данных статистически значимых признаков присутствия экзолун в этих системах. Тем не менее нельзя исключать, что с совершенствованием инструментов и методов наблюдений спутники у этих планет все же будут найдены. Недавно в работе (Kipping

Таблица 1. Принятые при численном моделировании параметры планетных систем и предполагаемых в них спутников, согласно данным Fox и Wiegert (2021)

Планета	M	m_p	a_p , а. е.	a_s , а. е.	e_s	m_s
KOI-268.01	1.18	9.3	0.473	0.0021	0.281	0.817
Kepler-517b (KOI-303.01)	0.87	7.6	0.288	0.0040	0.198	0.499
Kepler-809b (KOI-1302.01)	1.05	11.0	0.307	0.0019	0.113	2.931
Kepler-857b (KOI-1472.01)	0.97	38.0	0.373	0.0031	0.495	1.636
Kepler-1000b (KOI-1888.01)	1.41	20.0	0.532	0.0026	0.027	1.551
Kepler-409b (KOI-1925.01)	0.90	1.0	0.317	0.0029	0.024	0.300
Kepler-1326b (KOI-2728.01)	1.54	24.6	0.272	0.0025	0.130	6.057
Kepler-1442b (KOI-3220.01)	1.30	14.1	0.399	0.0034	0.269	1.586

M — масса звезды в массах Солнца, m_p — масса планеты в массах Земли, a_p — большая полуось орбиты планеты; a_s , e_s — большая полуось и эксцентриситет орбиты спутника, m_s — масса спутника в массах Земли.

и др., 2022) было указано на существование спутника у планеты Kepler-1708b (см. также Moraes и др., 2022; Cassese, Kipping, 2022) и приведены параметры его орбиты.

В настоящей работе посредством использования одного из методов исследования динамической устойчивости движения — вычисления характеристических показателей Ляпунова (ХПЛ) — определяются области возможных значений орбитальных параметров экзолун для ряда планетных систем, в которых спутники потенциально существуют или уже выявлены. Мы рассмотрим вековую динамику экзолун как в планетных системах из работы (Fox, Wiegert, 2021), так и спутников, обнаруженных у планет Kepler-1625b и Kepler-1708b.

УСТОЙЧИВОСТЬ ОРБИТАЛЬНОЙ ДИНАМИКИ СПУТНИКОВ ЭКЗОПЛАНЕТ

В своей работе Fox и Wiegert (2021) указали на наличие в транзитах восьми экзопланет признаков существования у них спутников и посредством численного интегрирования долговременной динамики планетных систем получили оценки возможных значений орбитальных параметров и масс потенциально существующих экзолун. Список планетных систем, их орбитальные параметры, массы компонент и данные о предполагаемых в них спутниках приведены в табл. 1, согласно Fox и Wiegert (2021). В работе (Quarles и др., 2020) для шести из приведенных в табл. 1 систем посредством использования ряда теоретических критериев устойчивости орбитального движения и численного интегрирования долговременной орбитальной динамики планетной системы были определены области возможных значений орбитальных параметров спутников. Путем вычисления характеристических показателей Ляпунова (ХПЛ) мы рассмотрели устойчивость вековой динамики потенциально существующих спутников для всех указанных в табл. 1 планетных систем.

Вычисление ХПЛ проводилось на множестве возможных значений орбитальных параметров (a_s , e_s) спутниковой подсистемы экзопланеты, таким образом, на указанной плоскости выделялись области с разным характером орбитальной динамики — строились диаграммы устойчивости. Орбитальные параметры реально существующих экзолун должны принадлежать на диаграммах областям с устойчивой динамикой. Метод исследования устойчивости движения, основанный на вычислении ХПЛ, имеет строгое математическое обоснование (см. подробнее Benettin и др. (1976, 1980); Лихтенберг, Либерман (1984)). Подробно вопрос использования различных методов исследования устойчивости динамики планетных/спутниковых систем и алгоритм построения диаграмм устойчивости для таких систем были рассмотрены в работе (Мельников, 2018). Далее кратко опишем алгоритм, использовавшийся в настоящем исследовании.

ХПЛ представляют собой среднюю скорость экспоненциальной расходимости близких (по начальным условиям) траекторий фазового пространства динамической системы. Гамильтонова система с N степенями свободы имеет $2N$ показателей Ляпунова: $L_i \geq L_{i+1}$, $i = 1, \dots, 2N-1$, образующих симметричные пары: $L_j = -L_{j+N}$, $j = 1, \dots, N$. Ненулевая величина максимального ХПЛ (L_1) указывает на хаотический (неустойчивый), а нулевая — на регулярный (устойчивый) характер движения. На приведенных далее диаграммах устойчивости указано ляпуновское время (время предсказуемой динамики системы), для которого принято: $T_L = 1/L$, где $L \equiv L_1$ — максимальный ХПЛ. Интегрирование уравнений движения, описывающих динамику трех тел (звезда, планета и спутник планеты), при вычислении ХПЛ проводилось для начальных значений орбитальных параметров спутника, заданных на равномерной сетке размером 20×20 на плоскости (a_s , e_s). Полагалось, что в начальный момент времени: спутник и

планета располагаются в перицентрах своих орбит, для неизвестных орбитальных элементов планеты и спутника было принято: $e_p = i_p = \Omega_p = \omega_p = i_s = \Omega_s = \omega_s = 0$. Вычисление ХПЛ проводилось при помощи метода HQRV (von Bremen и др., 1997), реализованного в виде программного комплекса на языке ФОРТРАН в работе (Shevchenko, Kouprianov, 2002). Для интегрирования уравнений движения использовался интегратор DOP853 (Hairer и др., 1993), реализующий метод Рунге–Кутты 8-го порядка, с автоматически изменяемой величиной шага интегрирования. Интервал времени интегрирования уравнений движения составлял 10^5 лет; максимальный шаг интегрирования был принят равным $\Delta t_{\max} = 10^{-2}$ года, величина локальной (на одном шаге) погрешности интегрирования составляет $\varepsilon = 10^{-12}$. На основе заданного значения ε интегратор DOP853 автоматически подбирает необходимую величину шага интегрирования, не превышающую $\Delta t_{\max}$ (см. подробнее Hairer и др., 1993).

С точки зрения устойчивости орбита спутника должна располагаться вне сферы Роша родительской планеты и не далее, чем $0.3R_H$ (эмпирический критерий, см. подробнее Holman и Wiegert (1999)) при прямом (проградном) движении спутника, когда направления орбитального движения планеты и спутника совпадают, и ближе $0.5R_H$ (Nicholson и др., 2008) в случае для обратного (ретроградного) движения спутника, где $R_H \approx a_p(m_p/3M)^{1/3}$ – радиус сферы Хилла планеты, предполагается $m_p \ll M$, где m_p и M – масса спутника и планеты, соответственно. В настоящем исследовании мы рассматривали только случай проградных орбит спутников экзопланет. При интегрировании уравнений движения нами использовались следующие критерии устойчивости спутниковой орбиты: контроль сохранения полной энергии системы позволял фиксировать тесные сближения (столкновения) тел, отслеживался выход спутника планеты из сферы Хилла планеты и пересечение орбитой спутника сферы Роша планеты. При фиксации хотя бы одного из указанных выше событий, интегрирование и вычисления ХПЛ останавливались, и орбита спутника для заданных начальных значений орбитальных параметров считалась неустойчивой. В случае успешного интегрирования спутниковой орбиты на всем заданном интервале времени ее характер (устойчивая/неустойчивая) определялся на основе анализа вычисленной величины максимального ХПЛ (МХПЛ).

В массовых численных экспериментах по исследованию устойчивости движения необходимо выбрать критерий для разделения устойчивых и неустойчивых траекторий. В работе (Мельников, Шевченко, 1998) был предложен статистический метод для определения такого критерия при исследовании устойчивости путем вычисления

МХПЛ. Суть метода заключается в анализе дифференциального распределения МХПЛ, вычисленных на выборке значений начальных условий (или значений параметров). Регулярным траекториям соответствует “подвижный” пик в распределении вычисленных значений МХПЛ. Если построить график “ $L - F(L)$ ”, где L – величина МХПЛ, $F(L)$ – число попаданий вычисленных значений МХПЛ в интервал $(L, L + \Delta L)$, где $\Delta L > 0$ – длина интервала, то с ростом промежутка времени, на котором вычисляется МХПЛ, пик, соответствующий регулярным траекториям, смещается по оси абсцисс в сторону уменьшения величин показателей (в сторону увеличения ляпуновского времени). Пики, соответствующие хаотическим траекториям (им соответствуют относительно малые ляпуновские времена), остаются на месте. Разделив пики в распределении, получим пороговую величину МХПЛ (пороговую величину ляпуновского времени) для разделения регулярных и хаотических траекторий.

Аналогичным образом, критерий для разделения орбит экзолун на устойчивые (регулярные) и неустойчивые (хаотические) был получен и в настоящей работе. Для системы KOI-268.01 были проведены вычисления ХПЛ на двух интервалах времени ($t = 10^5$ лет и $t = 5 \times 10^5$ лет) для значений параметров, заданных на равномерной сетке размером 10×10 на плоскости (a_s, e_s) , где $0.001 \leq a_s \leq 0.007$ а. е., $0 \leq e_s \leq 0.5$. На рис. 1 представлены распределения вычисленных значений ляпуновских времен T_L для 100 исследованных спутниковых орбит. В распределении значений ляпуновских времен, вычисленных на промежутке $t = 10^5$ лет, было выделено три группы спутниковых орбит: 1) орбиты с $T_L < 5000$ лет – 27 орбит, 2) $5000 < T_L < 7000$ лет – 21 орбита, 3) $T_L > 7000$ лет – 42 орбиты. Для 10 орбит фиксировалось либо столкновение спутника с планетой, либо его выход за пределы сферы Хилла планеты, т.е. для этих орбит был установлен неустойчивый характер. Анализ распределения значений T_L , вычисленных на промежутке $t = 5 \times 10^5$ лет, показал, что для почти всех орбит из третьей группы наблюдалось увеличение ляпуновских времен до значений $T_L = 16000$ – 26000 лет. Лишь для одной из орбит ляпуновское время уменьшилось до $T_L = 5500$ лет. Для 10 орбит из второй группы ляпуновские времена уменьшились, либо остались прежними. Для 11 орбит из второй группы и 16 орбит из первой группы (с $T_L < 5000$ лет) был установлен неустойчивый характер – наблюдалось либо столкновение спутника с планетой, либо выход спутника за пределы сферы Хилла планеты. Для 11 орбит из первой группы ляпуновские времена существенно не изменились и остались меньшими 5000 лет. Стоит ожидать, что при увеличении времени, на котором вычисляется МХПЛ, для всех орбит из пер-

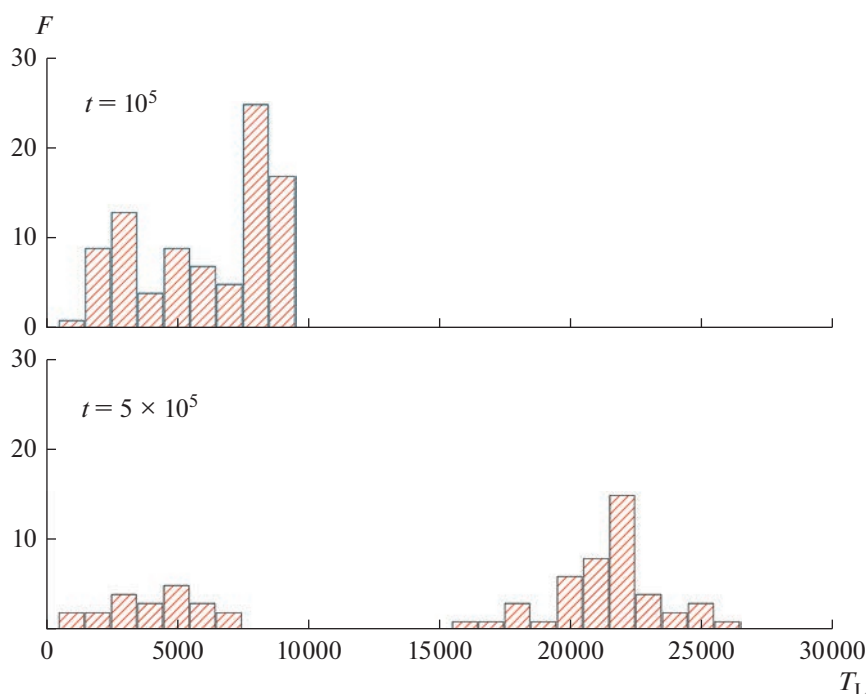


Рис. 1. Дифференциальные распределения значений ляпуновских времен (в годах), вычисленных на промежутках времени интегрирования разной длины: верхний рисунок — $t = 10^5$ лет, нижний — $t = 5 \times 10^5$ лет. Ляпуновские времена вычислялись на выборке значений параметров, определенной в тексте, для спутниковой системы планеты KOI-268.01.

вой группы и для подавляющего большинства орбит из второй группы будет установлен неустойчивый характер. Далее при анализе диаграмм устойчивости будем считать неустойчивыми спутниковые орбиты, для которых на промежутке интегрирования $t = 10^5$ лет вычисленные ляпуновские времена $T_L < 7000$ лет, а орбиты с $T_L > 7000$ лет будем считать устойчивыми.

Посредством описанного выше метода были построены диаграммы устойчивости для всех систем из табл. 1. На рис. 2 представлены характерные примеры диаграмм устойчивости для четырех спутниковых систем экзопланет. Белый цвет на диаграммах соответствует неустойчивым орбитам, для которых фиксировалось либо столкновение спутника с планетой, либо выход спутника за пределы сферы Хилла планеты. Синим и красным цветами отмечены орбиты, которые мы считаем неустойчивыми на основе малых величин вычисленных для них ляпуновских времен. Зеленым цветом отмечены орбиты с устойчивым характером вековой орбитальной динамики. Анализ диаграмм устойчивости показал, что из восьми указанных в табл. 1 систем в области устойчивой динамики (с $T_L > 7000$ лет) расположены потенциально существующие, согласно данным Fox и Wiegert (2021), спутники у трех планет: KOI-268.01, Kepler-1000b и Kepler-1442b. Из анализа диаграмм (см. рис. 2) можно получить оценки возможных орбитальных параметров для спутни-

ков этих планет: $0.001 \leq a_s \leq 0.005$ а. е., $0 \leq e_s \leq 0.4$. На основе этих данных, характеризующих размер орбиты спутника, можно оценить возможность выявления потенциально существующих спутников посредством анализа наблюдений транзитов планет. Отметим, что на устойчивость вековой орбитальной динамики потенциальных спутников планет KOI-268.01 и Kepler-1000b ранее было указано Quarles и др. (2020). Мы подтвердили устойчивость динамики этих спутниковых систем посредством использования математически обоснованного критерия — посредством вычисления ХПЛ.

На рис. 2 приведена диаграмма устойчивости, построенная для возможного спутника планеты Kepler-1326b. Видно, что на диаграмме преобладают области с малыми значениями ляпуновских времен, а возможная спутниковая орбита попадает в область, где $T_L < 5000$ лет, т.е. является неустойчивой. Схожий вид имеют диаграммы устойчивости, построенные для спутниковых подсистем планет Kepler-517b, Kepler-809b, Kepler-857b и Kepler-409b. Для всех указанных планет возможные спутниковые орбиты (Fox, Wiegert, 2021) расположены в областях с неустойчивой вековой динамикой. На то, что существование спутников в системах Kepler-517b, Kepler-409b, Kepler-1326b маловероятно, ранее указали Quarles и др. (2020).

Анализ всех построенных нами диаграмм показал, что внешняя граница области устойчиво-

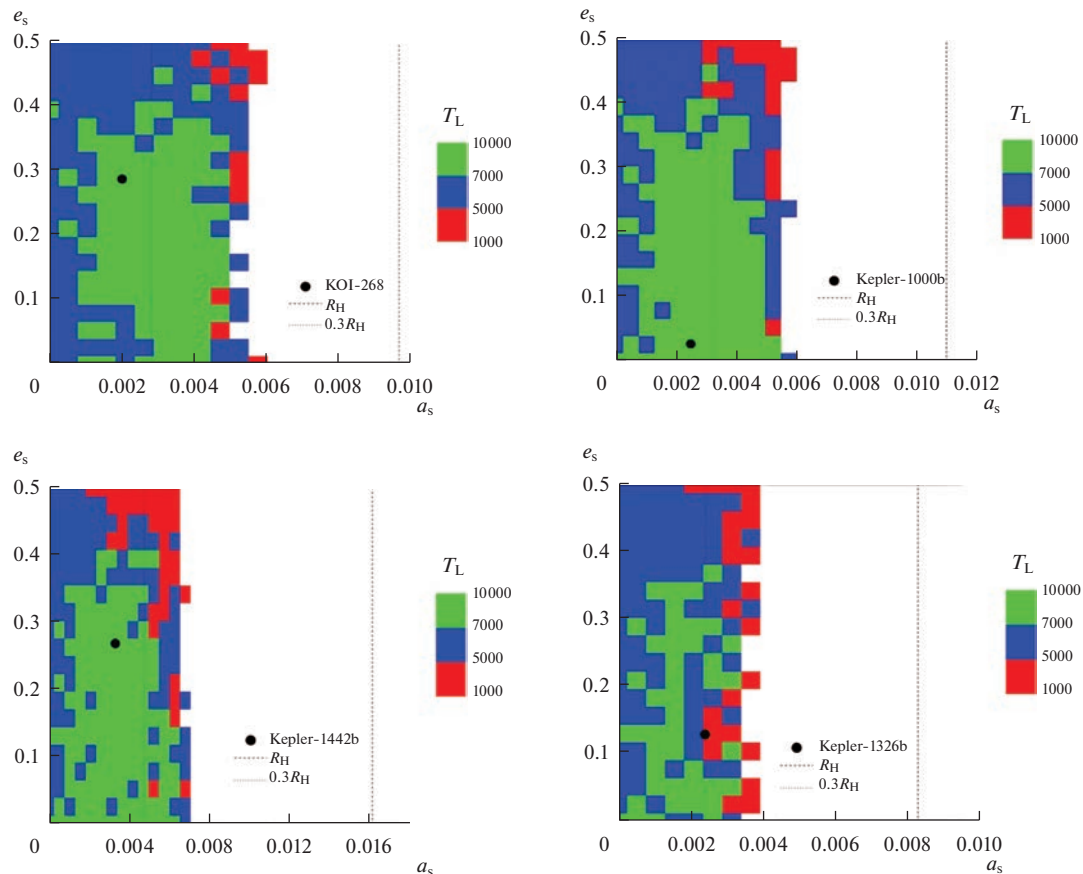


Рис. 2. Примеры диаграмм устойчивости для спутниковых систем экзопланет, построенные посредством вычисления ляпуновского времени системы — T_L (в годах). Белый цвет соответствует неустойчивым спутниковым орбитам. Штриховой вертикальной линией указан радиус сферы Хилла планеты — R_H , вертикальной линией из точек нанесена эмпирическая граница устойчивости — $0.3R_H$ (Holman, Wiegert, 1999). Точками указаны положения экзолун, согласно данным (Fox, Wiegert, 2021).

сти (граница области с относительно большими ляпуновскими временами) для проградных спутников расположена на расстоянии около $0.5R_H$, что согласуется с выводами работы (Domingos и др., 2006); в работе Rosario-Franco и др. (2020) внешняя граница этой области оценивалась в $0.4R_H$. Обсуждение местоположения границы области устойчивости орбитальной динамики экзолун см. в работе Quarles и др. (2021). Отметим, что, согласно рис. 2, вероятный спутник планеты Kepler-1326b расположен возле границы эмпирического критерия устойчивости $a_s \approx 0.3R_H$. Напротив, согласно данным Fox и Wiegert (2021), потенциально существующие спутники планет KOI-268.01, Kepler-1000b и Kepler-1442b на построенных нами диаграммах (см. рис. 2) расположены глубоко внутри области устойчивой динамики и их орбиты имеют $a_s < 0.3R_H$. Новые наблюдательные данные и тщательный анализ имеющихся транзитов, возможно, смогут подтвердить существование этих экзолун.

ВЕКОВАЯ ДИНАМИКА СПУТНИКОВ У ПЛАНЕТ KEPLER-1625b И KEPLER-1708b

Как отмечалось выше, анализ данных наблюдений транзитов планет Kepler-1625b (Teachey, Kipping, 2018) и Kepler-1708b (Kipping и др., 2022) указал на наличие у них спутников. Используя методы, описанные в предыдущем разделе, мы построили для экзолун Kepler-1625b-I и Kepler-1708b-I диаграммы устойчивости (см. рис. 3) и провели их анализ. Принятые при исследовании устойчивости значения физических и орбитальных параметров планетных систем и существующих в них спутников приведены в табл. 2.

Из представленной на рис. 3 диаграммы устойчивости следует, что большая полуось орбиты спутника планеты Kepler-1625b может иметь значения от $5R_p$ до $25R_p$, где R_p — радиус планеты. Параметры орбиты спутника Kepler-1625b-I и его масса определены неоднозначно (Heller, 2018; Teachey и др., 2018; 2020; Teachey, Kipping, 2018; Heller и др., 2019; Martin и др., 2019; Moraes, Vieira

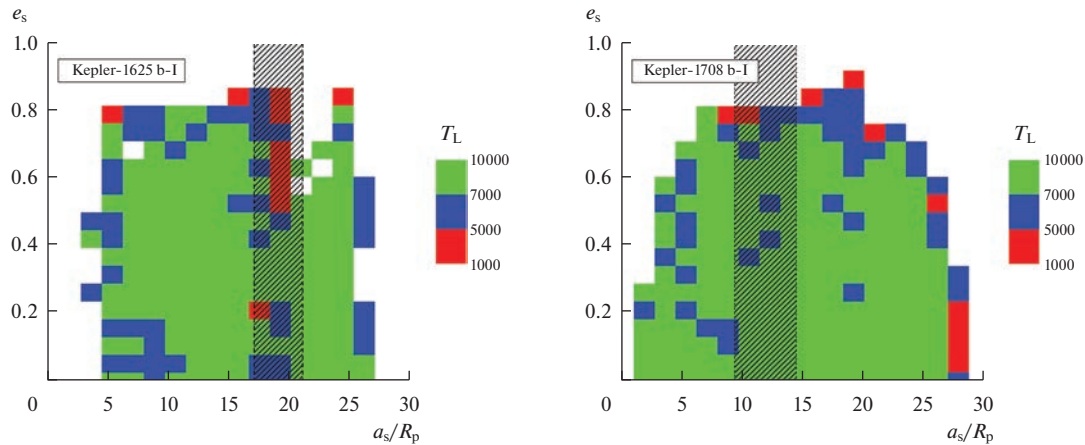


Рис. 3. Диаграммы устойчивости для спутников у планет Kepler-1625b и Kepler-1708b, построенные посредством вычисления ляпуновского времени системы – T_L (в годах). Белый цвет соответствует неустойчивым спутниковым орбитам. Штриховыми областями отмечены положения экзолун: для Kepler-1625b, согласно Teachey и др. (2018); для Kepler-1708b, согласно Kipping и др. (2022).

Neto, 2020; Rosario-Franco и др., 2020; Moraes и др., 2022; Kipping и др., 2022). На рис. 3 нанесено возможное положение спутника Kepler-1625b-I согласно данным Teachey и др. (2018): $a_s/R_p = (17.2–21.2)$, величина e_s неизвестна. Видно, что почти половина области, определенной указанными значениями орбитальных параметров, соответствует неустойчивым спутниковым орбитам. Поэтому стоит ожидать, что для Kepler-1625b-I большая полуось орбиты будет принадлежать либо области $5R_p < a_s < 16R_p$, либо области, где $21R_p < a_s < 25R_p$. Ранее анализ устойчивости орбитальной динамики спутника планеты Kepler-1625b проводился в работах (Rosario-Franco и др., 2020; Moraes, Vieira Neto, 2020). Полученная нами диаграмма устойчивости (рис. 3) для спутника Kepler-1625b-I схожа с диаграммами, приведенными в работах (Moraes, Vieira Neto, 2020). Как видно из представленной на рис. 3 диаграммы, все спутниковые орбиты с $a_s/R_p > 27$ для планеты Kepler-1625b являются неустойчивыми. Как и в работе (Moraes, Vieira Neto, 2020), мы проводили исследование устойчивости динамики Kepler-1625b-I для орбит с $10R_p < a_s < 50R_p$, однако не выявили

устойчивых орбит с $a_s > 30R_p$. Поэтому, предполагаемое в (Teachey, Kipping, 2018; Martin и др., 2019; Moraes, Vieira Neto, 2020) существование у планеты Kepler-1625b спутника с большой полуосью, около $40R_p$, маловероятно. В работе (Tokadjian, Piro, 2022) была рассмотрена приливная орбитальная эволюция спутника Kepler-1625b-I, а также было указано, что для него величина $a_s/R_p > 19$ с точки зрения приливной эволюции нереалистична. В работе (Moraes и др., 2022) был проведен анализ устойчивости динамики еще одного возможного спутника (массой порядка Земли) у планеты Kepler-1625b, предполагая для Kepler-1625b-I $a_s = 40R_p$. Стоит отметить, что полученная нами диаграмма устойчивости для одного спутника планеты Kepler-1625b схожа с диаграммой, построенной в (Moraes и др., 2022) для случая динамики планеты и двух спутников.

Согласно построенной диаграмме устойчивости (см. рис. 3) для спутника планеты Kepler-1708b, подавляющая часть возможных для него спутниковых орбит, задаваемых решением из работы (Kipping и др., 2022), является устойчивой, что подтверждает весьма высокую вероятность

Таблица 2. Параметры планетных систем и обнаруженных в них спутников, согласно данным (Heller, 2018; Teachey и др., 2020; Kipping и др., 2022; Tokadjian, Piro, 2022)

Планета	M	m_p	a_p , а. е.	e_p	a_s , а. е.	m_s
Kepler-1625b (KOI-5084.01)	1.08	11.6	0.88	0.011	0.0021	19
Kepler-1708b (KIC-7906827.01)	1.09	4.6	1.64	0.4	0.05	37

M – масса звезды в массах Солнца, m_p – масса планеты в массах Юпитера, a_p , e_p – большая полуось и эксцентриситет орбиты планеты; a_s – большая полуось орбиты спутника, m_s – масса спутника в массах Земли.

существования данной экзолуны. Информация о спутнике Kepler-1708b-I и его параметрах в настоящее время включена в каталог <http://exoplanet.eu/>. Также отметим, что, согласно диаграммам устойчивости, построенным для спутников планет Kepler-1625b и Kepler-1708b (см. рис. 3), область возможных значений эксцентриситетов спутниковых орбит в 1.5–2 раза больше, чем для возможных спутников планет из работы (Fox, Wiegert, 2021), рассмотренных в предыдущем разделе (см. рис. 2).

ВЫВОДЫ

Итак, из восьми рассмотренных экзопланетных систем, в которых, возможно, существуют спутники планет, проведенное нами исследование динамической устойчивости орбитального движения посредством вычисления ХПЛ выявило три системы с устойчивой динамикой: KOI-268.01, Kepler-1000b и Kepler-1442b. Для этих планет предполагаемые параметры (Fox, Wiegert, 2021) спутниковой подсистемы соответствуют устойчивой вековой орбитальной динамике с ляпуновским временем $T_L > 7000$ лет. Приблизительные размеры областей устойчивой орбитальной динамики возможных спутников: $0.001 \leq a_s \leq 0.005$ а. е., $0 \leq e_s \leq 0.4$. Исследование устойчивости проведено и для двух уже обнаруженных из анализа наблюдений экзолун — у планет Kepler-1625b и Kepler-1708b. Установлено, что большая полуось орбиты спутника планеты Kepler-1625b может иметь величину от 5 до 25 радиусов планеты. Величина большой полуоси спутника в 40 радиусов планеты, как утверждают (Teachey, Kipping, 2018; Martin и др., 2019; Moraes, Vieira Neto, 2020), маловероятна. В случае спутника планеты Kepler-1708b, имеющее решение (Kipping и др., 2022) соответствует устойчивой спутниковой орбите с ляпуновским временем $T_L > 7000$ лет, что указывает на правильность определения параметров спутниковой подсистемы на основе анализа наблюдений.

Полученные в настоящем исследовании результаты позволяют на основе знания размеров области устойчивой орбитальной спутниковой динамики на плоскости (a_s, e_s) установить возможность идентификации экзолун в планетных системах при помощи современных наблюдательных средств. Построив диаграммы устойчивости и отметив на них местоположение обнаруженных экзолун, на основе определенных из анализа наблюдательных данных значений орбитальных параметров можно установить достоверность этих параметров и уточнить размеры установленных для них погрешностей.

Автор благодарен рецензенту за полезные замечания.

Работа поддержана грантом 075-15-2020-780 «Теоретические и экспериментальные исследования формирования и эволюции внесолнечных

планетных систем и характеристик экзопланет» Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Емельянов Н.В. Динамика естественных спутников планет на основе наблюдений. Фрязино: Век 2, 2019. 575 с.
- Лихтенберг А., Либерман М. Регулярная и стохастическая динамика. М.: Мир, 1984. 528 с.
- Мельников А.В. Численные инструменты для анализа вековой динамики экзопланетных систем // Астрон. вестн. 2018. Т. 52. № 5. С. 427–436. (Melnikov A.V. Numerical instruments for the analysis of secular dynamics of exoplanetary systems // Sol. Syst. Res. 2018. V. 52. № 5. P. 417–425.) <https://doi.org/10.1134/S0038094618050064.10.1134/S0320930X18050067>
- Мельников А.В., Шевченко И.И. Об устойчивости вращательного движения несферических естественных спутников относительно наклона оси вращения // Астрон. вестн. 1998. Т. 32. № 6. С. 548–559. (Melnikov A.V., Shevchenko I.I. The stability of the rotational motion of nonspherical natural satellites with respect to tilting the axis of rotation // Sol. Syst. Res. 1998. V. 32. № 6. P. 480–490.)
- Мельников А.В., Шевченко И.И. Вращательная динамика и эволюция спутников планет Солнечной и экзопланетных систем // Астрон. вестн. 2022. Т. 56. № 1. С. 3–26. (Melnikov A.V., Shevchenko I.I. Rotational dynamics and evolution of planetary satellites in the Solar and exoplanetary systems // Sol. Syst. Res. 2022. V. 56. № 1. P. 1–22.) <https://doi.org/10.31857/S0320930X22010042>. <https://doi.org/10.31857/10.1134/S003809462201004X>
- Awiphan S., Kerins E. The detectability of habitable exomoons with Kepler // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2013. V. 432. P. 2549–2561.
- Benettin G., Galgani L., Strelcyn J.-M. Kolmogorov entropy and numerical experiments // Phys. Rev. A. 1976. V. 14. № 6. P. 2338–2345.
- Benettin G., Galgani L., Giorgilli A., Strelcyn J.-M. Lyapunov characteristic exponents for smooth dynamical systems and for Hamiltonian systems — A method for computing all of them. I — Theory. II — Numerical application // Meccanica. 1980. V. 15. P. 9–30.
- von Bremen H.F., Udvardi F.E., Proskurowski W. An efficient QR based method for the computation of Lyapunov exponents // Physica D. 1997. V. 101. P. 1–16.
- Cassese B., Kipping D. Kepler-1708 b-i is likely undetectable with HST // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2022. V. 516. P. 3701–3708.
- Domingos R.C., Winter O.C., Yokoyama T. Stable satellites around extrasolar giant planets // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2006. V. 373. P. 1227–1234.
- Fox C., Wiegert P. Exomoon candidates from transit timing variations: Eight Kepler systems with TTVs explainable by photometrically unseen exomoons // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2021. V. 501. P. 2378–2393.
- Hairer E., Nørsett S.P., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations. I. Nonstiff Problems. Berlin: Springer-Verlag, 1993. 528 p.
- Heller R. Exomoon habitability constrained by energy flux and orbital stability // Astron. and Astrophys. 2012. V. 545. id. L8.

- Heller R. Detecting extrasolar moons akin to Solar System satellites with an orbital sampling effect // *Astrophys. J.* 2014. V. 787. id. 14.
- Heller R. The nature of the giant exomoon candidate Kepler-1625 b-i2018 // *Astron. and Astrophys.* 2018. V. 610. id. A39.
- Heller R., Rodenbeck K., Bruno G. An alternative interpretation of the exomoon candidate signal in the combined Kepler and Hubble data of Kepler-1625 // *Astron. and Astrophys.* 2019. V. 624. id. A95.
- Heller R., Williams D., Kipping D., Limbach M.A., Turner E., Greenberg R., Sasaki T., Bolmont É., Grasset O., Lewis K., Barnes R., Zuluaga J.I. Formation, habitability, and detection of extrasolar moons // *Astrobiology.* 2014. V. 14. № 9. P. 798–835.
- Holman M., Wiegert P. Long-term stability of planets in binary systems // *Astron. J.* 1999. V. 117. № 1. P. 621–628.
- Kaltenegger L. Characterizing habitable exomoons // *Astrophys. J.* 2010. V. 712. № 2. P. L125–L130.
- Kaltenegger L. How to characterize habitable worlds and signs of life // *Ann. Rev. Astron. and Astrophys.* 2017. V. 55. № 1. P. 433–485.
- Kipping D.M. Transit timing effects due to an exomoon // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2009. V. 392. № 1. P. 181–189.
- Kipping D.M. LUNA: an algorithm for generating dynamic planet-moon transits // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2011. V. 416. P. 689–709.
- Kipping D.M. An independent analysis of the six recently claimed exomoon candidates // *Astrophys. J. Lett.* 2020. V. 900. № 2. id. L44.
- Kipping D.M., Bakos G.Á., Buchhave L.A., Nesvorný D., Schmitt A. The Hunt for Exomoons with Kepler (HEK). I. Description of a new observational project // *Astrophys. J.* 2012. V. 750. id. 115.
- Kipping D., Bryson S., Burke C., Christiansen J., Hardegree-Ullman K., Quarles B., Hansen B., Szulágyi J., Teachey A. An exomoon survey of 70 cool giant exoplanets and the new candidate Kepler-1708 b-i // *Nature Astronomy.* 2022. V. 6. P. 367–380.
- Kipping D.M., Forgan D., Hartman J., Nesvorný D., Bakos G.A., Schmitt A., Buchhave L. The Hunt for Exomoons with Kepler (HEK). III. The first search for an exomoon around a habitable-zone planet // *Astrophys. J.* 2013a. V. 777. № 2. id. 134.
- Kipping D.M., Hartman J., Buchhave L.A., Schmitt A.R., Bakos G.A., Nesvorný D. The Hunt for Exomoons with Kepler (HEK). II. Analysis of seven viable satellite-hosting planet candidates // *Astrophys. J.* 2013b. V. 770. № 2. id. 101.
- Kipping D.M., Nesvorný D., Buchhave L.A., Hartman J., Bakos G.Á., Schmitt A.R. The Hunt for Exomoons with Kepler (HEK). IV. A search for moons around eight M dwarfs // *Astrophys. J.* 2014. V. 784. № 1. id. 28.
- Kipping D.M., Schmitt A.R., Huang X., Torres G., Nesvorný D., Buchhave L.A., Hartman J., Bakos G.A. The Hunt for Exomoons with Kepler (HEK). V. A survey of 41 planetary candidates for exomoons // *Astrophys. J.* 2015. V. 813. № 1. id. 14.
- Martin D.V., Fabrycky D.C., Montet B.T. Transits of in lined exomoons – hide and seek and an application to Kepler-1625 // *Astrophys. J.* 2019. V. 875. № 2. id. L25.
- Martínez-Rodríguez H., Caballero J.A., Cifuentes C., Piro A.L., Barnes R. Exomoons in the habitable zones of M dwarfs // *Astrophys. J.* 2019. V. 887. № 2. id. 261.
- Moraes R.A., Borderes-Motta G., Winter O.C., Monteiro J. On the stability of additional moons orbiting Kepler-1625 b // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2022. V. 510. № 2. P. 2583–2596.
- Moraes R.A., Vieira Neto E. Exploring formation scenarios for the exomoon candidate Kepler-1625b I // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2020. V. 495. № 4. P. 3763–3776.
- Nicholson P.D., Čuk M., Sheppard S.S., Nesvorný D., Johnson T.V. Irregular satellites of the giant planets // *The Solar System beyond Neptune* / Eds Barucci M.A., Boehnhardt H., Cruikshank D.P., Morbidelli A. Tucson: Univ. Arizona Press, 2008. P. 411–424.
- Quarles B., Li G., Rosario-Franco M. Application of orbital stability and tidal migration constraints for exomoon candidates // *Astrophys. J. Lett.* 2020. V. 902. № 1. id. L20.
- Quarles B., Eggl S., Rosario-Franco M., Li G. Exomoons in systems with a strong perturber: Applications to α Cen AB // *Astron. J.* 2021. V. 162. id. 58.
- Rosario-Franco M., Quarles B., Musielak Z.E., Cuntz M. Orbital stability of exomoons and submoons with applications to Kepler 1625b-I // *Astron. J.* 2020. V. 159. № 6. id. 260.
- Saha S., Sengupta S. Transit light curves for exomoons: analytical formalism // *Astrophys. J.* 2022. V. 936. № 1. id. 2.
- Shevchenko I.I., Kouprianov V.V. On the chaotic rotation of planetary satellites: The Lyapunov spectra and the maximum Lyapunov exponents // *Astron. and Astrophys.* 2002. V. 394. P. 663–674.
- Sucerquia M., Alvarado-Montes J.A., Zuluaga J.I., Cuellar N., Giuppone C. Ploonets: formation, evolution, and detectability of tidally detached exomoons // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2019. V. 489. P. 2313–2322.
- Sucerquia M., Alvarado-Montes J.A., Bayo A., Cuadra J., Cuellar N., Giuppone C.A., Montesinos M., Olofsson J., Schwab C., Spitler L., Zuluaga J.I. Cronomoons: origin, dynamics, and light-curve features of ringed exomoons // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2022. V. 512. № 1. P. 1032–1044.
- Sucerquia M., Ramírez V., Alvarado-Montes J.A., Zuluaga J.I. Can lose-in giant exoplanets preserve detectable moons? // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2020. V. 492. № 3. P. 3499–3508.
- Teachey A. The exomoon corridor for multiple moon systems // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2021. V. 506. № 2. P. 2104–2121.
- Teachey A., Kipping D.M. Evidence for a large exomoon orbiting Kepler-1625b // *Sci. Adv.* 2018. V. 4. № 10. id. Eaav1784.
- Teachey A., Kipping D., Burke C.J., Angus R., Howard A.W. Loose ends for the exomoon candidate host Kepler-1625b // *Astron. J.* 2020. V. 159. № 4. id. 142.
- Teachey A., Kipping D.M., Schmitt A.R. HEK. VI. On the dearth of Galilean analogs in Kepler, and the exomoon candidate Kepler-1625b I // *Astron. J.* 2018. V. 155. № 1. id. 36.
- Tjoa J.N.K.Y., Mueller M., van der Tak F.F.S. The subsurface habitability of small, icy exomoons // *Astron. and Astrophys.* 2020. V. 636. id. A50.
- Tokadjian A., Piro A.L. Probing planets with exomoons: The cases of Kepler-1708 b and Kepler-1625 b // *Astrophys. J. Lett.* 2022. V. 929. № 1. id. L2.
- Williams D.M., Kasting J.F., Wade R.A. Habitable moons around extrasolar giant planets // *Nature.* 1997. V. 385. № 6613. P. 234–236.

УДК 521.35

ОЦЕНИВАНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ АСТЕРОИДОВ С ЗЕМЛЕЙ ПРИ ЗАМЕТНОЙ НЕЛИНЕЙНОСТИ В ЗАДАЧЕ УЛУЧШЕНИЯ ОРБИТЫ

© 2023 г. А. П. Батури́н*

НИИ ПММ ТГУ, Томск, Россия

*E-mail: apbaturin@mail.tsu.ru

Поступила в редакцию 18.12.2022 г.

После доработки 02.01.2023 г.

Принята к публикации 10.01.2023 г.

Разработан метод оценивания вероятности столкновения астероидов с Землей, основанный на выявлении трубок столкновительных орбит в начальной доверительной области с учетом нелинейности в задаче улучшения орбиты. Метод заключается в последовательной переборке уровневых поверхностей минимизируемой функции и условной минимизации на них расстояния от астероида до Земли в каком-либо его рассматриваемом сближении. Разработан приближенный способ вычисления доверительной вероятности в любой точке начальной области при заметной нелинейности в задаче улучшения орбиты. Оценивание вероятности столкновения выполняется путем применения этого способа для выявленной трубки столкновительных орбит. Метод апробирован для ряда потенциально опасных астероидов в их ожидаемых сближениях с Землей.

Ключевые слова: астероиды, нелинейность, доверительная вероятность, вероятность столкновения

DOI: 10.31857/S0320930X23030015, **EDN:** HYISTY

ВВЕДЕНИЕ

Данная работа продолжает исследования, опубликованные в работах автора (Батури́н, 2012; 2016; 2020; 2022), и посвящена вопросу выявления столкновительных орбит потенциально опасных астероидов с последующим оцениванием вероятности их столкновения с Землей. Этому вопросу посвящено множество работ, среди которых можно упомянуть (Milani, 2006; Ivashkin, Stikhno, 2007; Milani и др., 2009; Ивашкин, Стихно, 2009; Железнов, 2010; Прохоренко, 2010; Соколов и др., 2012; Чернищев и др., 2016; Ivashkin, Stikhno, 2019).

Рассматриваемый метод оценивания вероятности столкновения основан на использовании способа выявления столкновительных орбит, описанного в работе автора (Батури́н, 2022) и заключающегося в поиске столкновительных начальных параметров движения на отдельных уровнях поверхностей минимизируемой функции в задаче улучшения орбиты. При оценивании вероятности столкновения сначала был разработан способ определения доверительной вероятности в любой точке начальной области при заметной нелинейности в задаче улучшения орбиты, который рассмотрим далее.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОВЕРИТЕЛЬНОЙ ВЕРОЯТНОСТИ В НАЧАЛЬНОЙ ДОВЕРИТЕЛЬНОЙ ОБЛАСТИ

В работе автора (Батури́н, 2022) было показано, что среднеквадратическая ошибка σ представления наблюдений, вычисляемая на конце наименьшей полуоси доверительного эллипсоида, зависит от коэффициента увеличения k размеров эллипсоида квадратичным образом, а именно

$\sigma = \sigma_0 + bk^2$, где σ_0 — представление наблюдений в центре эллипсоида (МНК-оценкой); b — постоянный коэффициент. Такая квадратичная зависимость означает отсутствие нелинейности вдоль данного направления в пространстве начальных параметров движения. Покажем это более подробно.

Минимизируемая функция при улучшении орбиты, как правило, имеет вид $\Phi(\mathbf{q}) = \sum_{i=1}^N (\Delta\alpha_i^2 \cos^2 \delta_i^{(0)} + \Delta\delta_i^2)$, где $\Delta\alpha_i = \alpha_i(\mathbf{q}) - \alpha_i^{(0)}$, $\Delta\delta_i = \delta_i(\mathbf{q}) - \delta_i^{(0)}$ ($i = 1, \dots, N$) — разности вычисленных и измеренных значений прямого восхождения и склонения объекта соответственно; $\mathbf{q} = (x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)^T$ — искомый вектор улучшаемых начальных параметров движения (прямо-

угольных координат и компонент скорости объекта); N — число наблюдений. Среднеквадратическая ошибка σ представления наблюдений каким-либо вектором $\mathbf{q}$ вычисляется как $\sqrt{\Phi(\mathbf{q})/(2N-6)}$.

Функцию $\Phi(\mathbf{q})$ можно разложить в ряд в окрестности ее минимума, имеющего место в некоторой точке $\hat{\mathbf{q}}$:

$$\Phi(\mathbf{q}) = \Phi(\hat{\mathbf{q}}) + \frac{1}{2} \Delta \mathbf{q} \Phi''(\hat{\mathbf{q}}) \Delta \mathbf{q}^T + O(\Delta \mathbf{q}^3),$$

где $\Delta \mathbf{q} = \mathbf{q} - \hat{\mathbf{q}}$; $\Phi''(\mathbf{q})$ — матрица вторых частных производных от функции $\Phi(\mathbf{q})$ по вектору $\mathbf{q}$.

В случае линейной модели оценивания (линейных функций $\alpha_i(\mathbf{q})$ и $\delta_i(\mathbf{q})$) слагаемых выше второго порядка относительно $\Delta \mathbf{q}$ не будет, т.е. $\Phi(\mathbf{q}) = \Phi(\hat{\mathbf{q}}) + 0.5 \Delta \mathbf{q} \Phi''(\hat{\mathbf{q}}) \Delta \mathbf{q}^T$.

Легко показать, что любая функция $\Phi(\mathbf{q})$ имеет приблизительно такое же разложение в ряд. Например, среднеквадратическая ошибка $\sigma = \sqrt{\Phi(\mathbf{q})/(2N-6)}$ раскладывается по аналогичной формуле:

$$\sigma(\mathbf{q}) \approx \sigma(\hat{\mathbf{q}}) + \frac{1}{2} \Delta \mathbf{q} \sigma''(\hat{\mathbf{q}}) \Delta \mathbf{q}^T.$$

Если увеличить отклонение $\Delta \mathbf{q}$ в k раз, т.е. вместо $\Delta \mathbf{q}$ взять $k \Delta \mathbf{q}$, то

$$\sigma(\mathbf{q}) \approx \sigma(\hat{\mathbf{q}}) + \frac{1}{2} k \Delta \mathbf{q} \sigma''(\hat{\mathbf{q}}) k \Delta \mathbf{q}^T$$

или $\sigma(\mathbf{q}) \approx \sigma_0 + k^2 \frac{1}{2} \Delta \mathbf{q} \sigma''(\hat{\mathbf{q}}) \Delta \mathbf{q}^T = \sigma_0 + b k^2$, где $\sigma_0 = \sigma(\hat{\mathbf{q}})$; $b = \frac{1}{2} \Delta \mathbf{q} \sigma''(\hat{\mathbf{q}}) \Delta \mathbf{q}^T$.

Таким образом, в случае отсутствия нелинейности в задаче улучшения орбиты среднеквадратическая ошибка зависит от коэффициента увеличения k размеров начальной доверительной области (эллипсоида) квадратичным образом:

$\sigma = \sigma_0 + b k^2$. Зависимость же доверительной вероятности от коэффициента k является взаимно-однозначной и выведена, например, в работах (Сюсина и др., 2012) и (Батури́н, 2020).

Исследуем далее характер изменения среднеквадратической ошибки σ в зависимости от направления в пространстве начальных параметров движения. В качестве исследуемых направлений возьмем 12 полуосей доверительного эллипсоида.

В качестве модельных объектов было выбрано несколько потенциально опасных астероидов, наблюдаемых на короткой дуге орбиты (с сайта <https://cneos.jpl.nasa.gov/sentry/>). Для них было выполнено улучшение орбиты по всем наблюдениям без отбраковки. Коэффициент увеличения

эллипсоида k для всех объектов варьировался от 0 до 4.5 с шагом 0.1. Для каждого значения k вычислялись среднеквадратические ошибки представления наблюдений на концах 12 полуосей доверительного эллипсоида.

Результаты приведены на рис. 1. Под названием каждого астероида указано число его наблюдений, продолжительность наблюдений и коэффициент нелинейности χ , вычисляемый как $0.5(\sigma_{\max} - \sigma_{\min})/(\sigma_{\min} - \sigma_0)$ (Черницов и др., 2014), где $\sigma_{\max}$ и $\sigma_{\min}$ — соответственно максимальная и минимальная среднеквадратическая ошибка представления наблюдений векторами начальных параметров, расположенными на концах 12 полуосей доверительного эллипсоида (взятого с коэффициентом увеличения 4.5). Цветные кривые — это аппроксимации значений σ с помощью формулы $\sigma = \sigma_0 + b k^2$: зеленая — по направлению первой полуоси, соответствующей наибольшим значениям σ ; синяя — по направлению второй полуоси (т.е. по противоположному направлению этой же оси); красная — по направлению остальных 10 полуосей (для них значения σ практически совпали).

Как видно из рис. 1, при заметной нелинейности (объекты 2005 ED 224, 2007 FT, 2020 FA5) изменение среднеквадратической ошибки вдоль наибольшей оси эллипсоида плохо аппроксимируется кривой вида $\sigma = \sigma_0 + b k^2$, однако вдоль остальных осей такая аппроксимация выполняется практически точно. При меньшей нелинейности (объекты 2019 VB37 и 2021 EU) аппроксимация выполняется хорошо вдоль всех полуосей эллипсоида, однако представление наблюдений вдоль наибольшей оси заметно отличается от представления вдоль остальных осей. При слабой нелинейности (объект 2020 PR3) представления наблюдений вдоль всех полуосей эллипсоида практически одинаковы.

Для более строгого сравнения результатов представления наблюдений вдоль различных полуосей эллипсоида можно ввести среднеквадратическую норму $\Delta \sigma$, вычисляемую как $\sqrt{1/(M-1) \sum_{i=1}^M [\sigma(k) - \sigma_{\min}(k)]^2}$, где M — число используемых значений коэффициента k (в данном случае $M = 45$); $\sigma(k)$ — среднеквадратическая ошибка представления наблюдений, вычисляемая вдоль рассматриваемой полуоси для заданного значения k ; $\sigma_{\min}(k)$ — та же величина, вычисляемая вдоль полуоси с наименьшим значением представления наблюдений (как правило, это последняя, 12-я полуось эллипсоида). Величина $\Delta \sigma$ для первых трех полуосей доверительного эллип-

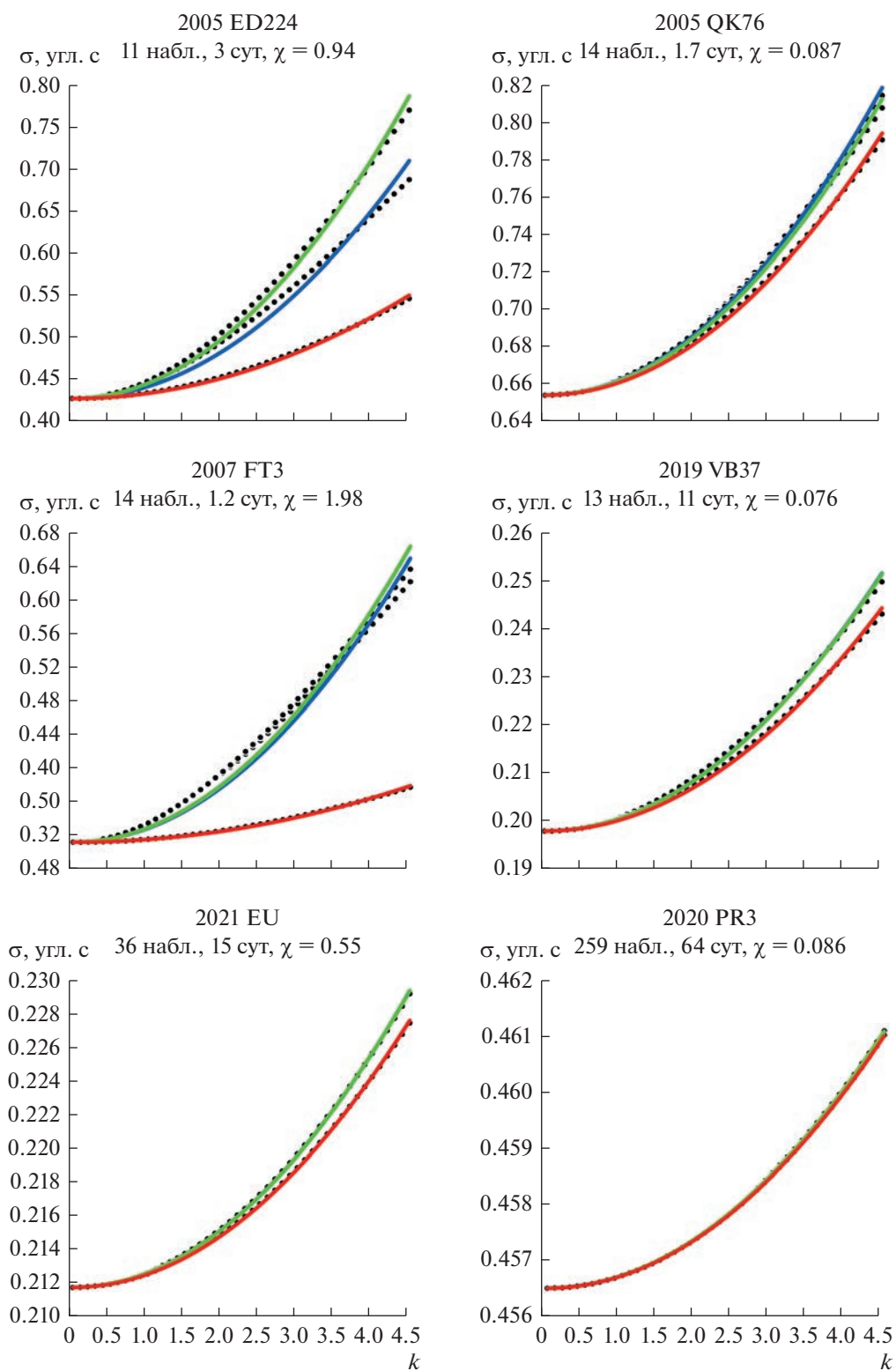


Рис. 1. Представление наблюдений на концах 12 полуосей доверительного эллипсоида и его аппроксимация с помощью выражения $\sigma_0 + bk^2$.

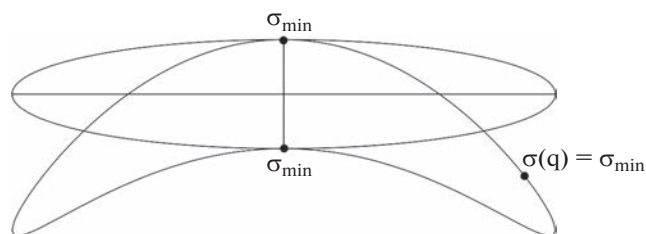


Рис. 2. Примерное расположение уральной поверхности относительно эллипсоидальной (демонстрация в двумерном случае).

соида, вдоль которых представление наблюдений самое большое, имеет следующие значения: для объекта 2005 ED224 – 0.075, 0.11 и 1.8×10^{-5} ; для 2005 QK76 – 0.011, 0.0086 и 1.3×10^{-5} ; для 2007 FT3 – 0.13, 0.13 и 4.6×10^{-6} ; для 2019 VB37 – 0.0034, 0.0033 и 2.2×10^{-6} ; для 2021 EU – 8.2×10^{-4} , 8.2×10^{-4} и 3.1×10^{-7} ; для 2020 PR3 – 2.6×10^{-5} , 3.7×10^{-5} и 6.5×10^{-8} .

Легко показать, что плотность вероятности в какой-либо точке $\mathbf{q}$ доверительного эллипсоида выра-

жается как функция $f(\mathbf{q}) = \frac{1}{l_1 \dots l_n \sqrt{(2\pi)^n}} \exp\left(-\frac{k^2}{2}\right)$,

где k – коэффициент увеличения эллипсоида, проходящего через точку $\mathbf{q}$; $l_1 \dots l_n$ – полуоси эллипсоида; n – размерность пространства (в нашем случае $n = 6$).

Как было отмечено в работе (Батурин, 2022), при сильной нелинейности уральной поверхности функции $\Phi(\mathbf{q})$ заметно отличаются от эллипсоидальных. Примерная картина расположения уральной поверхности относительно эллипсоидальной приведена на рис. 2. Эти поверхности, как показано в работах (Черницов и др., 2014; 2017), практически совпадают на концах наименьшей оси эллипсоида, среднеквадратическая ошибка представления наблюдений в этих точках обозначена как $\sigma_{\min}$.

Практическое совпадение уральной и эллипсоидальной поверхностей на концах наименьшей оси эллипсоида позволяет использовать значения функции $\sigma(\mathbf{q})$ в этих точках как значения, определяющие уральную поверхность, соответствующую эллипсоидальной поверхности с заданной доверительной вероятностью.

Выразив k^2 из аппроксимирующей формулы $\sigma(\mathbf{q}) = \sigma_{\min} = \sigma_0 + bk^2$, примененной вдоль наименьшей полуоси, получим $k^2 = (\sigma(\mathbf{q}) - \sigma_0)/b$. Таким образом, плотность доверительной вероятности в нелинейном случае может вычисляться

по той же формуле, что и в линейном, только коэффициент k зависит от представления наблюдений $\sigma(\mathbf{q})$ в рассматриваемой точке:

$$f(\mathbf{q}) = \frac{1}{l_1 \dots l_n \sqrt{(2\pi)^n}} \exp\left(-\frac{\sigma(\mathbf{q}) - \sigma_0}{2b}\right). \quad (1)$$

ВЫЯВЛЕНИЕ ТРУБОК СТОЛКНОВИТЕЛЬНЫХ ОРБИТ И ОЦЕНИВАНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ

Рассмотрим теперь способ выявления трубки столкновительных орбит в каком-либо его сближении с Землей. Для этого сначала применяется способ условной минимизации расстояния до Земли в рассматриваемом сближении, описанный в работе (Батурин, 2022). Обозначим через $\mathbf{g}_i (i = 1, \dots, m)$ полученные начальные векторы столкновительных орбит, расположенные на последовательных уральных поверхностях функции $\Phi(\mathbf{q})$, где m – число выявленных векторов.

Далее все полученные векторы усредняются: $\bar{\mathbf{g}} = 1/m \sum_{i=1}^m \mathbf{g}_i$, и вычисляется ковариационная матрица $\mathbf{D}$ их разброса: $D_{ij} = 1/(m-1) \times \sum_{k=1}^m (g_{ki} - \bar{g}_i)(g_{kj} - \bar{g}_j)$ ($i, j = 1, \dots, 6$). После этого определяются собственные значения λ_i и соответствующие им собственные векторы $\mathbf{u}_i$ ($i = 1, \dots, 6$) этой матрицы. Ковариационная матрица описывает разброс каких-либо точек с помощью эллипсоида, квадраты полуосей которого равны ее собственным значениям, а направления осей задаются собственными векторами, поэтому собственный вектор (обозначим его $\mathbf{p}$), соответствующий наибольшему собственному значению (как правило, первому), определяет направление наибольшей вытянутости разброса точек. Это направление принимается за центральную ось трубки столкновительных орбит.

Затем эта ось разбивается с мелким шагом на равные отрезки, и в узлах разбиения (обозначим их через $\mathbf{w}_i$) моделируется случайный разброс точек, равномерно заполняющих $(n-1)$ -мерную (в данном случае пятимерную) окружность, расположенную перпендикулярно направлению на предыдущий или последующий узел (рис. 3). Для каждой из точек разброса проверяется наличие столкновения в рассматриваемом сближении. Радиус r окружности подбирается эмпирически, так, чтобы столкновительные точки (обозначенные красным) располагались примерно до половины этого радиуса. Для пятимерного пространства в этом случае отношение числа столкнови-

Таблица 1. Выбранные сближения астероидов с Землей

Астероид	Дата (UTC)	Мин. расстояние, а. е.
2005 ED224	2026 3 11.80134	0.0137140
2005 QK76	2078 2 26.82202	0.0078645
2007 FT3	2045 10 5.26474	0.0280076
2019 VB37	2049 4 26.55132	0.0076586
2021 EU	2024 2 23.51033	0.0635848
2020 PR3	2027 8 6.14973	0.0778269

мула оценки вероятности столкновения в рассматриваемом сближении:

$$P = \bar{f} V. \quad (3)$$

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ПРИ ОЦЕНИВАНИИ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ РЯДА АСТЕРОИДОВ

Описанный метод был апробирован при оценивании вероятности столкновения двух выбранных астероидов в одном из их предстоящих сближений с Землей. Для всех астероидов на основе улучшенных начальных параметров орбиты были рассчитаны сближения с Землей, среди которых для каждого астероида было выбрано одно из наибольших сближений, отстоящее не слишком далеко в будущем. Информация о выбранных сближениях приведена в табл. 1.

В качестве модели движения астероидов была использована возмущенная задача двух тел с учетом возмущений от восьми планет, Плутона и Луны, координаты которых при выполнении вычислений извлекались из последних на момент данной публикации эфемерид DE440 (<ftp://ssd.jpl.nasa.gov/pub/eph/planets>). Такой упрощенной модели вполне достаточно для демонстрации возможностей рассматриваемого способа выявления столкновительных орбит. Все вычисления выполнялись с использованием 80-битовых чисел с плавающей точкой, имеющих 19-значную десятичную разрядность. Для компиляции программ был использован свободно распространяемый компилятор GNU-Fortran (<http://www.equation.com/servlet/equation.cmd?fa=fortran>). Для численного интегрирования уравнений движения был применен метод Эверхарта (Everhart, 1984) 19-го порядка с переменным шагом интегрирования.

Затем для каждого из астероидов был применен метод выявления столкновительных орбит на отдельных уровнях поверхностей функции

$\Phi(\mathbf{q})$, описанный в работе (Батурин, 2022). Результаты приведены на рис. 4–5. На этих рисунках приведено минимальное расстояние $d_{\min}$ до центра Земли на каждой из уровнях поверхностей, соответствующих коэффициенту увеличения k , варьируемому от 0.1 до 4.5 с шагом 0.1. Прямая горизонтальная линия на некоторых графиках соответствует радиусу Земли, равному 4.26×10^{-5} а. е.

Как видно из рис. 4, для объекта 2005 ED224 была выявлена всего одна столкновительная орбита — на уровне поверхности, соответствующей коэффициенту увеличения $k = 1.9$; для объекта 2005 QK76 — две орбиты на уровне поверхности, соответствующей $k = 1.7$. Поэтому для этих объектов не представляется возможным применение описанного выше метода оценивания вероятности столкновения, поскольку не существует необходимого разброса точек. Для них необходимо применять другие методы, планируемые к исследованию в дальнейшем. Для объекта 2007 FT3 не выявлено ни одной столкновительной орбиты, минимальное расстояние $d_{\min}$ на всех уровнях поверхностях остается больше чем 0.0149 а. е., поэтому вероятность его столкновения с Землей в рассматриваемом сближении практически равна нулю.

На рис. 5 видно, что для объекта 2019 VB37 столкновительные орбиты выявляются на всех уровнях поверхностях; для объекта 2021 EU — начиная с коэффициента $k = 2.8$. Для объекта 2020 PR3 минимальное расстояние $d_{\min}$ на всех уровнях поверхностях остается больше чем 0.0757 а. е., поэтому можно сделать вывод, что вероятность его столкновения с Землей в рассматриваемом сближении практически равна нулю. Учитывая полученные результаты, оставим далее в рассмотрении только объекты 2019 VB37 и 2021 EU.

Выявленные столкновительные орбиты $\mathbf{g}_i$ для этих объектов приведены на рис. 6 и 7 в системе координат $\xi_1, \dots, \xi_6$, начало которой задается их средним вектором $\bar{\mathbf{g}}$, а оси совпадают с осями эллипсоида, задаваемого ковариационной матрицей $\mathbf{D}$ их разброса, т.е. с ее собственными векторами. На рис. 6 и 7 приведено всего шесть проекций — на плоскости $(\xi_1, \xi_2), (\xi_2, \xi_3), (\xi_1, \xi_3), (\xi_4, \xi_5), (\xi_4, \xi_6)$ и (ξ_5, ξ_6) — которые, однако, позволяют убедиться (учитывая различие масштабов по осям координат), что область столкновительных орбит в обоих случаях представляет собой довольно узкую трубку в пространстве начальных параметров движения. Это позволяет использовать в качестве длины L трубки разность максимального и минимального значений ξ_1 среди всех векторов $\mathbf{g}_i$.

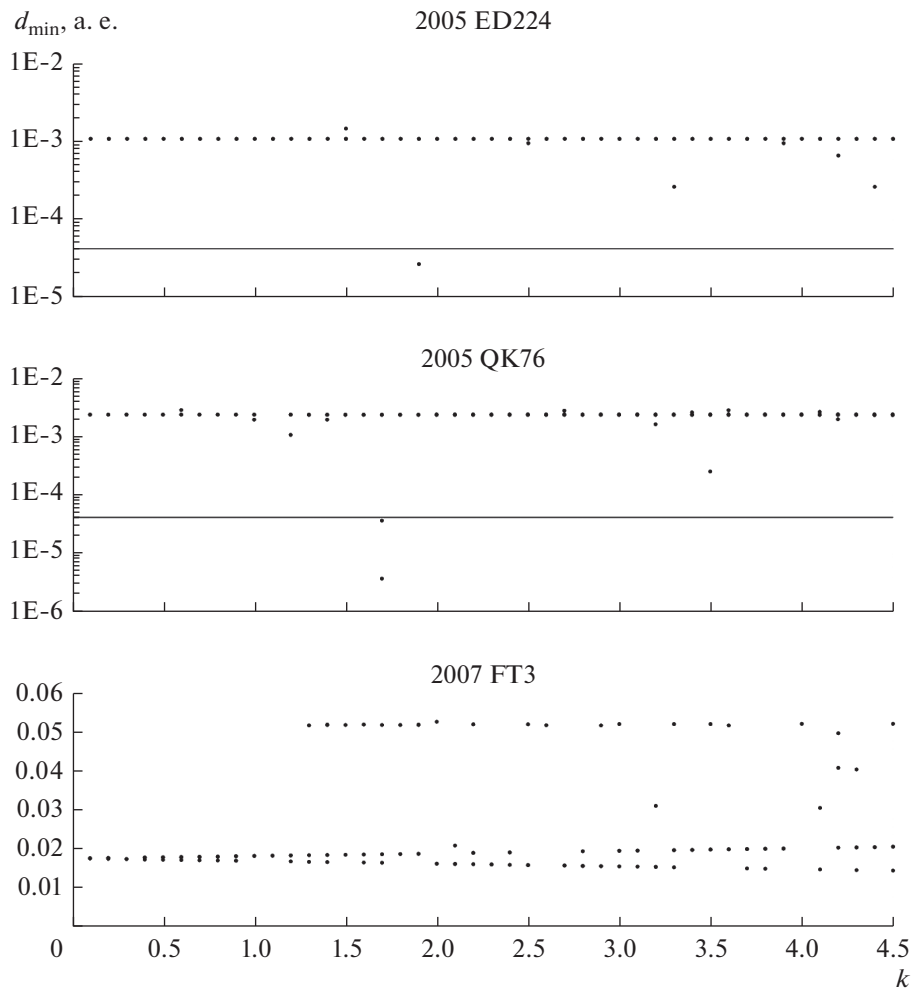


Рис. 4. Результаты выявления столкновительных начальных параметров движения на отдельных уровнях поверхностях для астероидов 2005 ED224, 2005 QK76 и 2007 FT3.

Полученный при выявлении столкновительных орбит разброс уже можно использовать для предварительной оценки вероятности столкновения, взяв при этом в качестве радиуса трубки R максимальное из всех расстояний до центральной оси трубки (оси ξ_1), вычисляемых для каждой точки как $\sqrt{\xi_1^2 + \dots + \xi_5^2}$. Для вычисления среднего значения $\bar{f}$ плотности доверительной вероятности центральная ось разбивается от минимально-

го до максимального значения ξ_1 на некоторое число (в нашем случае 100) равных интервалов, на концах w_i этих интервалов вычисляется плотность вероятности по формуле (1) и все полученные значения усредняются.

Для объекта 2019 VB37 получены следующие результаты: $L = 1.624 \times 10^{-5}$, $R = 2.086 \times 10^{-10}$, $\bar{f} = 4.024 \times 10^{39}$, откуда вычисляемая по формуле (3) вероятность $P = 1.36 \times 10^{-13}$.

Таблица 2. Информация о выявленных столкновительных орбитах

Астероид	$r = R$			$r = 10R$			$r = 100R$		
	N_{imp}	$N_{\text{imp}}/N_{\text{tot}}$	R_{max}	N_{imp}	$N_{\text{imp}}/N_{\text{tot}}$	R_{max}	N_{imp}	$N_{\text{imp}}/N_{\text{tot}}$	R_{max}
2019 VB37	100861	0.99862	2.086×10^{-10}	62935	0.62312	2.086×10^{-9}	7092	0.07022	2.083×10^{-8}
2021 EU	100864	0.99865	3.861×10^{-9}	3525	0.03490	3.850×10^{-8}	388	0.00384	3.837×10^{-7}

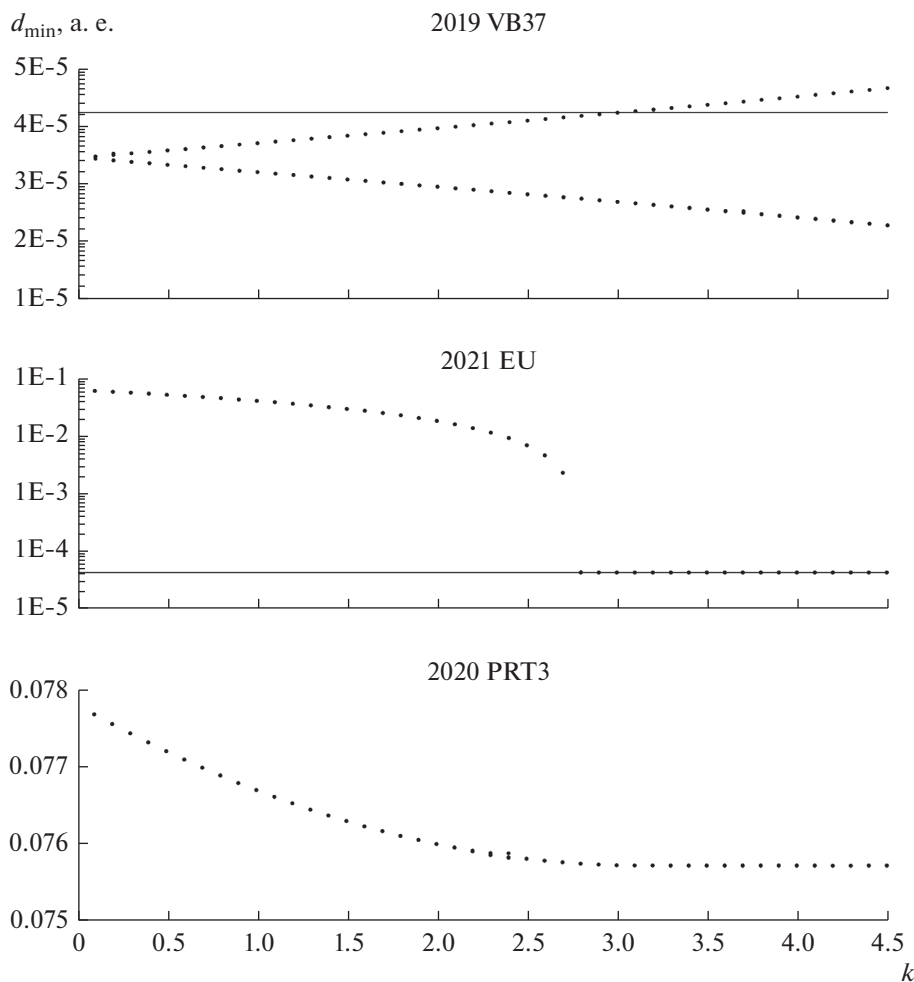


Рис. 5. Результаты выявления столкновительных начальных параметров движения на отдельных уровнях поверхностях для астероидов 2019 VB37, 2021 EU и 2020 PR3.

Для объекта 2021 EU: $L = 4.559 \times 10^{-8}$, $R = 3.862 \times 10^{-9}$, $\bar{f} = 4.781 \times 10^{40}$, откуда вероятность $P = 9.86 \times 10^{-9}$.

Далее для обоих объектов была применена описанная выше аппроксимация трубки столкновительных орбит с помощью перпендикулярных сечений и выполнен расчет сближений. Каждое сечение строилось вблизи введенных узлов $\mathbf{w}_i$, т.е. всего было взято 101 сечение-окружность, в каждой из которых задавалось по 10000 равномерно заполняющих окружность случайных точек. Таким образом, всего было использовано 101000 тестовых точек, обозначим это число как N_{tot} . Радиус окружностей r сначала задавался равным наибольшему расстоянию R , а затем увеличивался для того, чтобы число столкновительных точек N_{imp} было близко к $1/2^5$ от их общего числа N_{tot} . В табл. 2 приведено число выявленных столкновительных орбит при различных значе-

ниях радиуса r , доля этого числа от общего числа тестовых орбит ($N_{\text{imp}}/N_{\text{tot}}$) и максимальное расстояние R_{max} среди всех выявленных столкновительных орбит от центральной оси трубки (оси ξ_1).

Как видно из табл. 2, для объекта 2019 VB37 близким к оптимальному является значение $r = 100R$, при котором доля столкновительных орбит составляет около 0.07, при этом радиус пятимерной окружности, аппроксимирующей область их расположения, составляет примерно 0.588 от радиуса цилиндрической трубки тестовых орбит. Для объекта 2021 EU к оптимальному близко значение $r = 10R$, при котором доля столкновительных орбит составляет 0.0349, что соответствует радиусу пятимерной окружности 0.511 от радиуса цилиндрической трубки.

На рис. 8–9 приведено изображение столкновительных (красные точки) и нестолкновительных (синие точки) орбит во всех трех случаях в

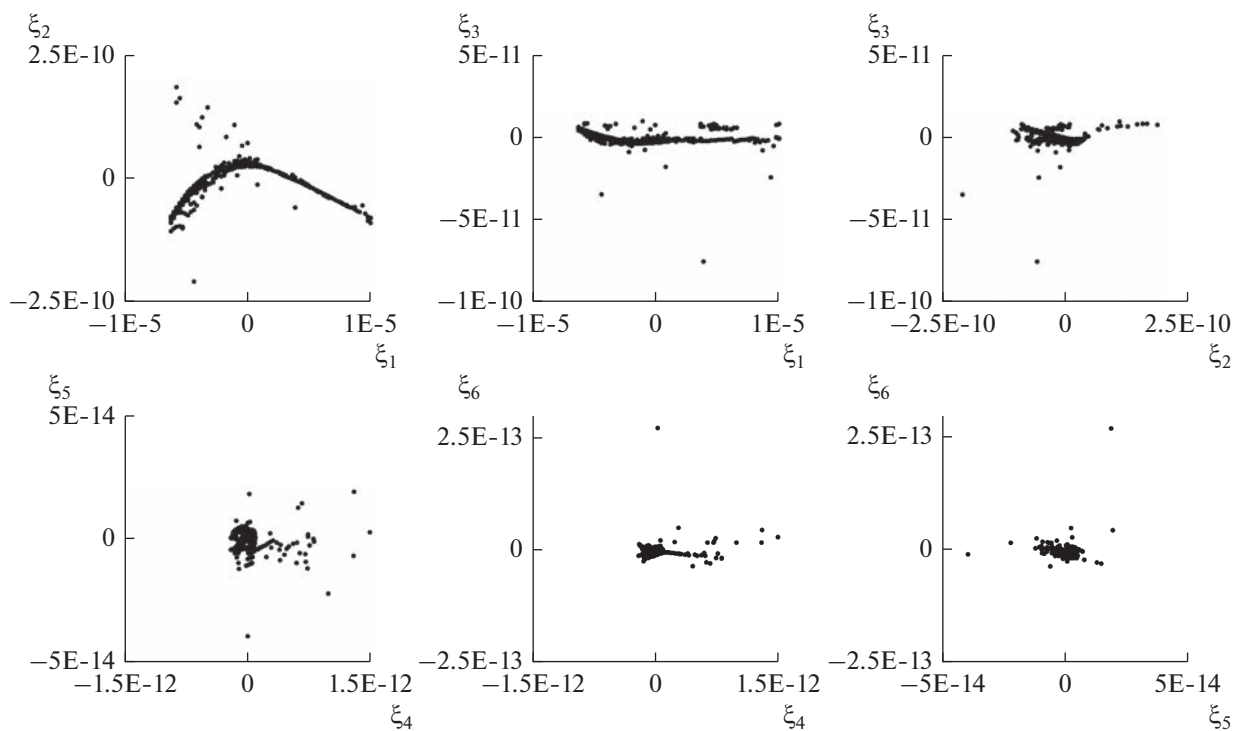


Рис. 6. Выявленные столкновительные орбиты для астероида 2019 VB37.

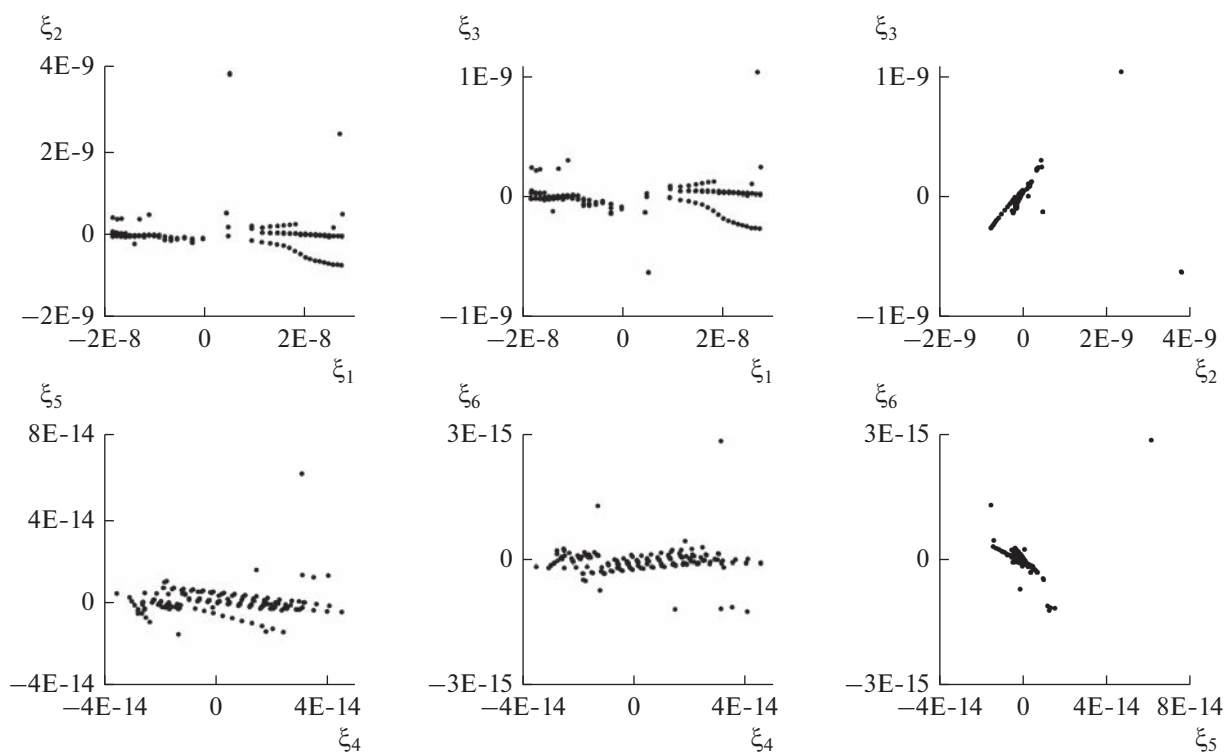


Рис. 7. Выявленные столкновительные орбиты для астероида 2021 EU.

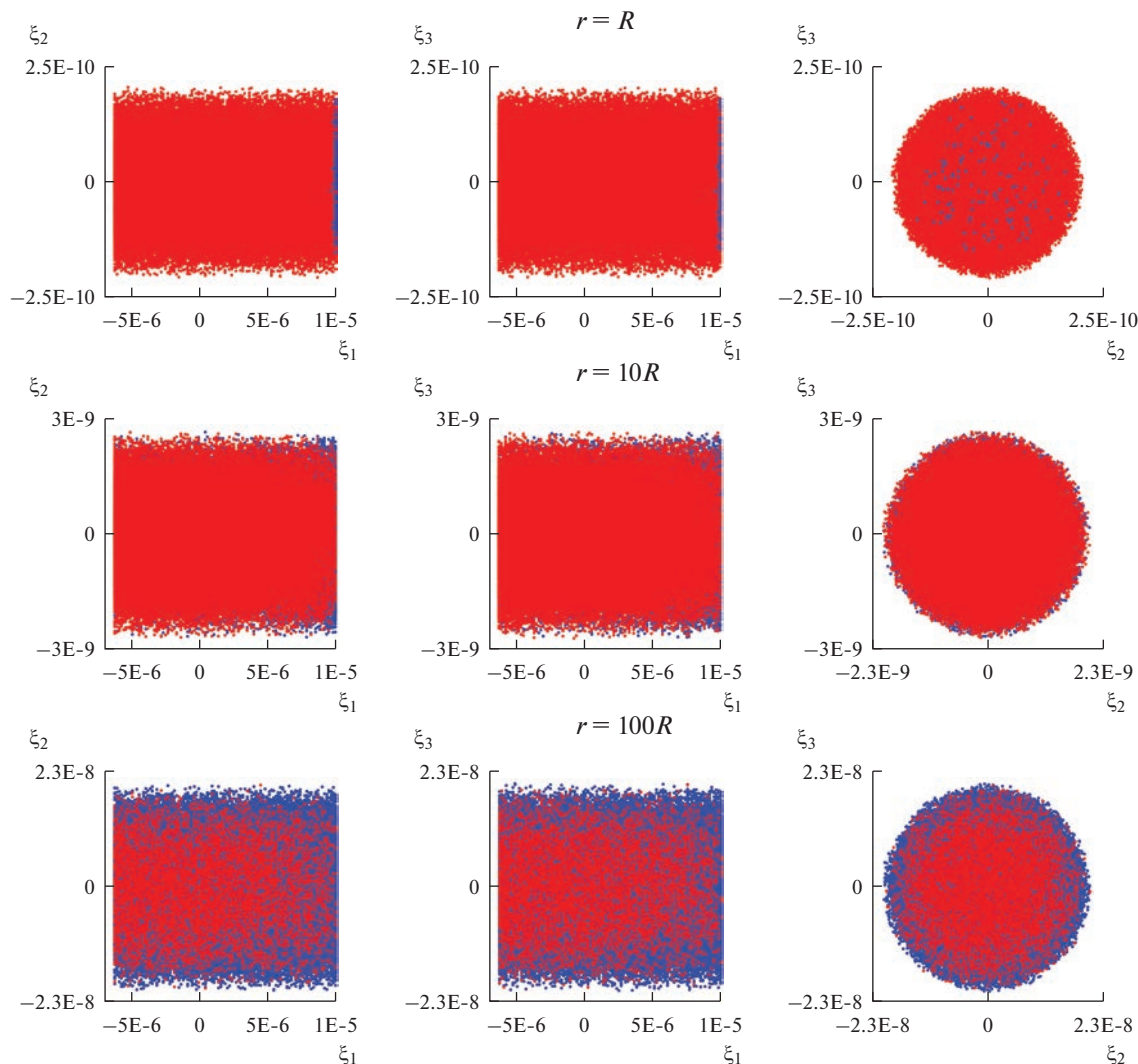


Рис. 8. Расположение столкновительных орбит для астероида 2019 VB37.

той же системе координат, что и на рис. 6–7. На рис. 8–9 в каждом случае приведены только три проекции, поскольку этого достаточно для демонстрации области распространения столкновительных орбит среди остальных.

Из рис. 8 и 9 видно, что области столкновительных и нестолкновительных орбит строго не разделены — и те и другие расположены вперемешку, поэтому в качестве области столкновительных орбит можно рассматривать область, где значительна плотность их распространения среди остальных орбит. Для объекта 2019 VB37 эта плотность еще значительна при $r = 100R$, в то время как для 2021 EU уже при $r > 100R$ она становится незначительной.

Поскольку рассматриваемый способ позволяет оценивать вероятность столкновения лишь “сверху”, то в качестве такой оценки для 2019

VB37 можно взять вероятность, рассчитываемую по формуле (3), при $R = R_{\max} = 2.083 \times 10^{-8}$ (табл. 2), что дает ее значение 1.35×10^{-3} . Для объекта 2021 EU плотность распространения столкновительных орбит становится незначительной уже при $r > 10R$, “оценка сверху” вероятности в этом случае получается равной 9.71×10^{-4} .

Полученные оценки можно сделать более точными, если учесть плотность распространения столкновительных орбит среди рассматриваемой трубки. Для этого оценку вероятности, полученную для 2019 VB37, следует умножить на 0.07022 (табл. 2), что дает значение 9.48×10^{-5} . Для объекта 2021 EU полученную оценку вероятности следует умножить на 0.0349 (табл. 2), что дает значение 3.39×10^{-5} .

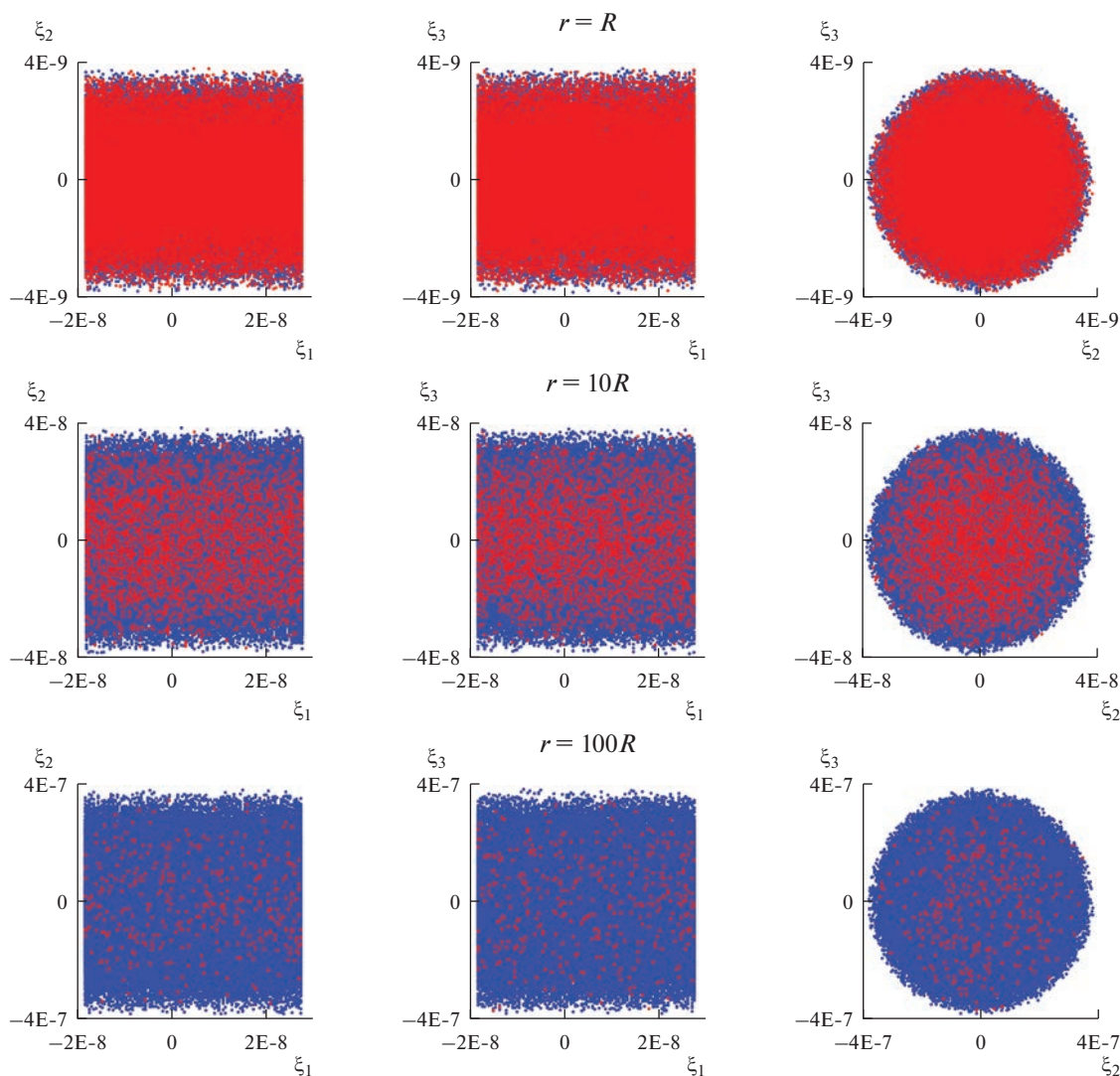


Рис. 9. Расположение столкновительных орбит для астероида 2021 EU.

Выполненное исследование позволяет заключить, что рассмотренный способ оценивания вероятности столкновения, основанный на выявлении трубки столкновительных орбит, позволяет получать ее “оценки сверху”, которые являются значительно более точными, чем оценки, получаемые лишь на основе выявленных столкновительных орбит на отдельных уровнях поверхностей. При выполнении исследования был применен способ определения доверительной вероятности в начальной области параметров движения, позволяющий вычислять эту вероятность в нелинейном случае по формуле, аналогичной формуле вычисления доверительной вероятности в линейном случае.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSWM-2020-0049).

Работа выполнена с использованием оборудования центра коллективного пользования “Терскольская обсерватория” (наблюдения астероида 2020 PR3).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Батулин А.П. Выявление областей столкновительных орбит с помощью цилиндрических аппроксимаций и оценивание вероятности столкновения астероидов с Землей // Изв. вузов. Физика. 2012. Т. 55. № 10-2. С. 34–49.
- Батулин А.П. Выявление столкновительных орбит астероидов с помощью представления начальной доверительной области в виде последовательности эллипсоидальных гиперповерхностей // Изв. вузов. Физика. 2016. Т. 59. № 10. С. 145–150.
- Батулин А.П. Выявление столкновительных орбит астероидов с помощью условной минимизации

- расстояния до Земли // Астрон. вестн. 2020. Т. 54. № 6. С. 560–566. (*Baturin A.P.* Detection of asteroid impact orbits using conditional minimization of the distance to the Earth // *Sol. Syst. Res.* 2020. V. 54. № 6. P. 550–556.)
- Батури́н А.П.* Выявление столкновительных орбит астероидов при заметной нелинейности в задаче улучшения орбиты // Астрон. вестн. 2022. Т. 56. № 5. С. 335–343. (*Baturin A.P.* Detection of collisional asteroid orbits under observable nonlinearity in the problem of orbit improvement // *Sol. Syst. Res.* 2022. V. 56. № 5. P. 318–326.)
- Железнов Н.Б.* Влияние корреляционных связей между орбитальными параметрами астероида на определение вероятности его столкновения с планетой методом Монте-Карло // Астрон. вестн. 2010. Т. 44. № 2. С. 150–157. (*Zheleznov N.B.* The influence of the correlations between an asteroid's orbital parameters on the estimation of the probability of planetary collision by the Monte Carlo method // *Sol. Syst. Res.* 2010. V. 44. № 2. P. 136–143.)
- Ивашкин В.В., Стихно К.А.* О предотвращении возможного столкновения астероида Апофис с Землей // Астрон. вестн. 2009. Т. 43. № 6. С. 502–516. (*Ivashkin V.V., Stikhno C.A.* On the prevention of a possible collision of asteroid Apophis with the Earth // *Sol. Syst. Res.* 2009. V. 43. № 6. P. 483–496.)
- Прохоренко В.И.* Об анализе тесных сближений двух космических тел на близких почти круговых орбитах // Космич. исслед. 2010. Т. 48. № 6. С. 541–548.
- Розенфельд Б.А.* Многомерные пространства. М.: Наука, 1966. 648 с.
- Соколов Л.Л., Башаков А.А., Борисова Т.П., Петров Н.А., Питьев Н.П., Шайдюлин В.Ш.* Траектории соударения астероида Апофис с Землей в XXI веке // Астрон. вестн. 2012. Т. 46. № 4. С. 311–320. (*Sokolov L.L., Bashakov A.A., Borisova T.P., Petrov N.A., Pitjev N.P., Shaidulin V.S.* Impact trajectories of the asteroid Apophis in the 21st century // *Sol. Syst. Res.* 2012. V. 46. № 4. P. 291–300.)
- Сюсина О.М., Черницов А.М., Тамаров В.А.* Построение доверительных областей в задаче вероятностного исследования движения малых тел Солнечной системы // Астрон. вестн. 2012. Т. 46. № 3. С. 209–222. (*Syusina O.M., Chernitsov A.M., Tamarov V.A.* Construction of confidence regions in problem on probabilistic study into motion of minor bodies of the Solar system // *Sol. Syst. Res.* 2012. V. 46. № 3. P. 195–207.)
- Черницов А.М., Тамаров В.А., Баранников Е.А.* Оценивание вероятности столкновения астероида с Землей методом Монте-Карло // Изв. вузов. Физика. 2016. Т. 59. № 5. С. 84–91.
- Черницов А.М., Сюсина О.М., Тамаров В.А.* Оценивание нелинейности в задаче построения доверительных областей движения потенциально опасных астероидов, наблюдаемых в одной оппозиции // Изв. вузов. Физика. 2014. Т. 57. № 12. С. 139–145.
- Черницов А.М., Тамаров В.А., Баранников Е.А.* Построение доверительных областей в задаче определения орбит астероидов // Астрон. вестн. 2017. Т. 51. № 5. С. 432–440. (*Chernitsov A.M., Tamarov V.A., Barannikov Y.A.* Construction of confidence regions in the problem of asteroid orbit determination // *Sol. Syst. Res.* 2017. V. 51. № 5. P. 400–408.)
- Everhart E.* An efficient integrator that uses Gauss–Radau spacings // *Proc. 83rd Colloq. Int. Astron. Union “Dynamics of Comets: Their Origin and Evolution”*. Rome, June 11–15, 1984 / Eds Carusi A., Valsecchi G.B. Dordrecht: D. Reidel, 1985. P. 185–202.
- Ivashkin V.V., Stikhno C.A.* A problem of the orbit correction for the near-Earth asteroid Apophis // 58th Int. Astronautical Congress-2007, Hyderabad, India, September 24–28, 2007. *Proc.*, ISSN 1995-6258, Paper IAC-07-C1.7.08.
- Ivashkin V.V., Stikhno C.A.* Analysis of correction of asteroid Apophis' orbit providing its collision with the Moon // Int. Meeting “Fundamental and applied problems of mechanics-2018”. IOP Conf. Series: J. Physics: Conf. Ser. 1301 (2019) 012003 IOP Publishing, 2019. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1301/1/012003>.
- Milani A.* Asteroid impact monitoring // *Serb. Astron. J.* 2006. V. 172. P. 1–11.
- Milani Andrea, Chesley Steven R., Sansaturio M.E., Bernardi F., Valsecchi G.B., Arratia O.* Long term impact risk for (101955) 1999RQ36 // *Icarus*. 2009. V. 203. № 2. P. 460–471.

УДК 550.3, 550.372

УЛЬТРАНИЗКОЧАСТОТНЫЕ РЕЗОНАТОРЫ: К 80-ЛЕТИЮ ОТКРЫТИЯ ВОЛН АЛЬВЕНА

© 2023 г. А. В. Гульельми^{a, *}, Б. И. Клайн^{b, **}, А. С. Потапов^{c, ***}^aИнститут физики Земли им. О.Ю. Шмидта РАН, Москва, Россия^bГеофизическая обсерватория “Борок” филиал Институт физики Земли им. О.Ю. Шмидта РАН, Борок, Россия^cИнститут солнечно-земной физики СО РАН, Иркутск, Россия

*e-mail: guglielmi@mail.ru

**e-mail: klb314@mail.ru

***e-mail: potapov@iszf.irk.ru

Поступила в редакцию 25.06.2022 г.

После доработки 25.01.2023 г.

Принята к публикации 08.02.2023 г.

Представление о волнах Альвена, введенное в науку 80 лет тому назад, сыграло большую роль в становлении и развитии космической электродинамики. Волны Альвена отличаются тем, что в каждой точке пространства вектор групповой скорости и вектор внешнего магнитного поля коллинеарны друг другу, благодаря чему волны могут переносить импульс, энергию и информацию на большие расстояния. В память о выдающемся событии мы кратко описываем два резонатора Альвена, один из которых располагается высоко над Землей, в радиационном поясе, а второй — в ионосферных слоях. Оба резонатора имеют дискретный спектр в верхней части диапазона ультранизкочастотных колебаний естественного происхождения (ориентировочно от 0.2 до 7 Гц). Особо подчеркивается теснейшая связь представления о волнах Альвена с сегодняшними проблемами электродинамики геофизических сред.

Ключевые слова: скорость Альвена, групповая скорость, геометрическая оптика, тяжелые ионы, радиационный пояс, магнитотеллурическое зондирование

DOI: 10.31857/S0320930X23040047, EDN: RECJCA

ВВЕДЕНИЕ

80 лет тому назад Н. Alfvén обнаружил существование не известных ранее электромагнитных волн. Вот как выразил это сам Alfvén в своей пионерской работе: “Thus a kind of electromagnetic-hydro-dynamic wave is produced which, so far as I know, has as yet attracted no attention” (Alfvén, 1942). Волны распространяются в плазме и в хорошо проводящей жидкости, помещенных во внешнее магнитное поле $\mathbf{B}$, причем групповая скорость волн $\mathbf{v} = d\omega/d\mathbf{k}$ параллельна или антипараллельна $\mathbf{B}$:

$$\mathbf{v} = \pm \mathbf{B} / \sqrt{4\pi\rho}. \quad (1)$$

Здесь ω — частота волны, $\mathbf{k}$ — волновой вектор, ρ — плотность среды. Знаки “+” и “−” соответствуют неравенствам $\mathbf{kB} > 0$ и $\mathbf{kB} < 0$.

Выведем формулу (1) из дисперсионного уравнения линейной электродинамики сплошных сред:

$$\text{Det}(\mathbf{n}^2\delta_{\alpha\beta} - n_\alpha n_\beta - \epsilon_{\alpha\beta}) = 0. \quad (2)$$

Здесь $\mathbf{n} = c\mathbf{k}/\omega$. Тензор диэлектрической проницаемости магнитоактивной плазмы имеет вид:

$$\epsilon_{\alpha\beta} = \begin{pmatrix} \epsilon_\perp & ig & 0 \\ -ig & \epsilon_\perp & 0 \\ 0 & 0 & \epsilon_\parallel \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Здесь ось анизотропии параллельна внешнему магнитному полю (Гинзбург, 1967; Лифшиц, Питаевский, 1979). Считаем плазму идеально проводящей вдоль силовых линий внешнего магнитного поля ($|\epsilon_\parallel| \rightarrow \infty$) и пренебрежем гиротропией ($g \rightarrow 0$). Заметим, что гиротропией можно пренебречь, если $\omega \ll \min\{\Omega_i\}$, где Ω_i — гирочастота ионов, причем $\epsilon_\perp = 4\pi\rho(c/B)^2$ в этом случае. Тогда из (2) получаем $\omega = k_\parallel c_A$ для необыкновенной волны, откуда следует (1). Здесь $k_\parallel = \mathbf{kB}/|\mathbf{B}|$. Величину $c_A = B/\sqrt{4\pi\rho}$ называют скоростью Альвена (Ландау, Лифшиц, 2003).

Из свойства коллинеарности векторов $\mathbf{v}$ и $\mathbf{B}$ следует, что волны Альвена могут переносить им-

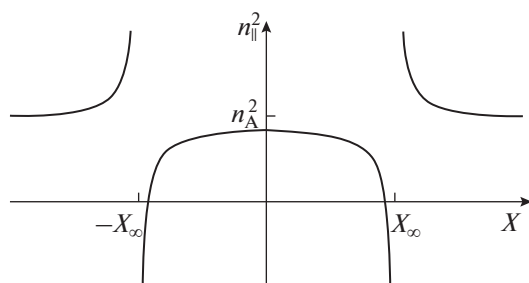


Рис. 1. Дисперсионная кривая в окрестности экватора силовой линии геомагнитного поля (см. текст).

пульс, энергию и информацию на большие расстояния. Богатейший материал наземных и спутниковых наблюдений ультранизкочастотных (УНЧ) геоэлектромагнитных волн, безусловно, подтверждает теорию Альвена. Недавние наблюдения свидетельствуют, что гелиосейсмические колебания фотосферы Солнца с несущей частотой 3.3 мГц переносятся волнами Альвена на 150 млн км и могут быть зарегистрированы на поверхности Земли (Гульельми, Потапов, 2021).

Открытие Альвена сыграло значительную роль в становлении и развитии космической электродинамики (Альвен, 1952). Мы не будем пытаться даже кратко представить колоссальную литературу, посвященную волнам Альвена. В память о выдающемся событии мы лишь кратко описываем два резонатора Альвена, один из которых располагается высоко над Землей, в радиационном поясе, а второй — в ионосферных слоях.

ПРИЭКВАТОРИАЛЬНЫЙ РЕЗОНАТОР

В приэкваториальной зоне внешнего радиационного пояса Земли плазма состоит из ионов водорода H^+ , электронов и малой примеси более тяжелых ионов, например, ионов кислорода O^+ . Покажем, что наличие в водородной плазме примесных ионов кислорода приводит к формированию резонатора Альвена высоко над Землей, в окрестности плоскости геомагнитного экватора.

Проанализируем рис. 1. На нем по вертикальной оси отложен квадрат показателя преломления для необыкновенной волны в водородно-кислородной плазме. Величина n_A равна c/c_A . По горизонтальной оси отложено расстояние от экватора вдоль силовой линии геомагнитного поля, проходящей через радиационный пояс. В точке x_∞ частота волны равна гирочастоте Ω_{O^+} ионов кислорода. Несколько левее располагается точка, в которой дисперсионная кривая пересекает горизонтальную ось. Это точка полного внутреннего отражения для волны, распространяющейся от экватора слева направо, если полоса непрозрач-

ности ($n_{\parallel}^2 < 0$) имеет достаточно большую ширину. Отраженная волна распространяется справа налево, пересекает экватор и отражается от аналогичной точки поворота, расположенной в противоположной полусфере магнитосферы. Процесс повторяется и формируется резонатор (Guglielmi и др., 2000) (см. также, Михайлова, 2017). Таким образом, теория предсказывает, что между точками отражения, расположенными высоко над Землей симметрично относительно плоскости геомагнитного экватора, располагается резонатор Альвена. Спектр колебаний резонатора имеет интересную особенность. А именно, спектральные линии эквидистантны, однако расстояние между смежными линиями много меньше фундаментальной частоты. Еще одна особенность состоит в том, что продольный размер резонатора увеличивается с ростом номера гармоники (Guglielmi и др., 2000).

ИОНОСФЕРНЫЙ РЕЗОНАТОР

Ионосфера Земли представляет собой слоистую среду с максимумом плотности плазмы в слое F2 на высоте около 300 км. Представим себе волну Альвена, которая распространяется в ионосфере северного полушария сверху вниз, и допустим, что в слое F2 выполняется приближение геометрической оптики. Волна испытывает рефракцию, но не теряет свойства направленности. Другими словами, $k_B > 0$ в указанном случае. Волна распространяется вниз и достигает слоистой структуры, состоящей из нижних слоев ионосферы, атмосферы и верхнего тонкого слоя литосферы, толщина которого порядка скин-длины. В этих слоях происходит резкое нарушение условий применимости геометрической оптики. Возникает отраженная волна, бегущая вверх ($k_B < 0$). Отраженная волна пересекает слой F2 и проникает в экзосферу. Здесь вновь нарушаются условия приближения геометрической оптики за счет того, что скорость Альвена быстро нарастает с высотой из-за экспоненциального спада плотности плазмы с удалением от Земли. Волна отражается и распространяется вниз. Цикл повторяется, и формируются стоячие волны с дискретным спектром частот. Таков механизм образования ионосферного резонатора Альвена (Ionospheric Alfvén Resonator, или, сокращенно, IAR).

Детальные теоретические расчеты и тщательные наблюдения убедительно свидетельствуют о существовании ионосферного резонатора Альвена (Беляев и др., 1987). Любопытно, что для резонатора характерно распределение спектральных линий по нечетным гармоникам. Другими словами, частоты обертонов относятся к частоте ос-

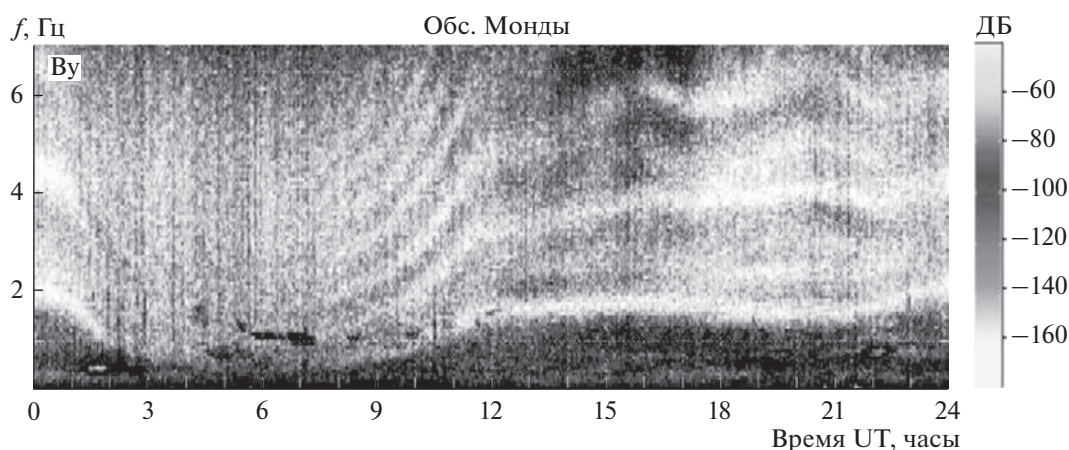


Рис. 2. Динамический спектр электромагнитных колебаний ионосферы, зарегистрированных в обсерватории Монды ИСЗФ СО РАН 12.01.2017 г.

нового тона IAR как 3, 5, 7 и так далее к 1 (Potarov и др., 2022).

Рис. 2 дает представление о структуре и динамике спектральных линий. Колебания были зарегистрированы 12.01.2017 г. в среднеширотной обсерватории Монды ИСЗФ СО РАН (52° с.ш., 101° в.д.). Мы видим ребристую структуру из набора гармоник, причем особенно отчетливо после 08 UT. Частоты гармоник плавно изменяются со временем, что естественным образом связано с суточной вариацией параметров ионосферы.

ОБСУЖДЕНИЕ

УНЧ-диапазон простирается от миллигерц до нескольких герц. Представление о двух резонаторах, кратко описанных выше, помогает понять геоэлектромагнитные колебания в верхней части диапазона, ориентировочно от 0.2 до 7 Гц. Это понимание пришло сравнительно недавно. Значительно раньше была осознана роль волн Альвена в формировании резонансных УНЧ-колебаний в нижней части диапазона, от 2 до 20 мГц (Данжи, 1961) (см. также обзор (Troitskaya, Guglielmi, 1967) и монографию (Нишида, 1980)). Интерес к длинноволновым колебаниям был, в известной степени, мотивирован тем, что их наблюдение с давних пор используется для экспериментального изучения земной коры весьма эффективным методом магнитотеллурического зондирования (МТЗ) (Wait, 1982).

В основе метода МТЗ лежит импедансное граничное условие Леонтовича:

$$\mathbf{E}_t = \zeta \mathbf{H}_t \times \mathbf{n}. \quad (4)$$

Оно приближенно выполняется на поверхности хорошо проводящих тел (Leontovich, 1948). Здесь $\mathbf{E}_t$ и $\mathbf{H}_t$ — касательные компоненты электрического и магнитного полей, $\mathbf{n}$ — внутренняя

нормаль к поверхности тела, ζ — поверхностный импеданс. Приближенный характер граничного условия Леонтовича, в сочетании с неоднородностью распределения по земной поверхности поля длинноволновых колебаний Альвена, приводит к эффекту кажущейся (фиктивной) нелинейности поверхностного импеданса, вычисленного по формуле (4). В самом деле, в теории скин-эффекта формула (4) выводится в первом приближении при разложении решения в ряд по малому параметру ζ . Во втором приближении имеем:

$$E_x = \zeta H_y + \frac{c^2 \zeta^3}{2\omega^2} \frac{\partial^2 H_y}{\partial x^2}, \quad (5)$$

где ось x направлена на север, ось y на восток, и для иллюстрации выбрана простейшая модель индуцирующего поля, создаваемого резонансными колебаниями магнитосферы тороидального типа. Проекция на земную поверхность магнитной оболочки, резонирующей на частоте ω , может удаляться, или приближаться к точке наблюдения вследствие нестационарности магнитосферы, а также вследствие самовоздействия стоячих волн Альвена. В результате изменяются амплитуда колебаний и величина поправочного члена в правой части формулы (5). Как следствие будет наблюдаться кажущаяся нелинейность поверхностного импеданса при проведении МТЗ в одной точке.

Паразитная нелинейность импеданса не возникает при проведении индукционного зондирования с использованием трехкомпонентных измерений на сети магнитометров, расположенных достаточно плотно в изучаемом регионе. Импеданс отыскивается как решение дифференциального уравнения:

$$A \frac{\partial \zeta}{\partial x} + B \frac{\partial \zeta}{\partial y} + C \zeta + D = 0, \quad (6)$$

коэффициенты которого $A = H_x$, $B = H_y$, $C = \partial H_x / \partial x + \partial H_y / \partial y$, $D = (i/\lambda)H_z$ определяются путем интерполяции результатов измерения. Здесь первые два члена учитывают плавные латеральные изменения импеданса. Результат зондирования не зависит от нюансов пространственного распределения длинноволновых резонансных колебаний магнитосферы.

Наше обсуждение дает возможность напомнить о трех задачах электродинамики. Прямая задача состоит в поиске электромагнитного поля при заданной структуре среды. В обратной задаче, напротив, необходимо отыскать структуру среды по известному из наблюдений электромагнитному полю. На практике, однако, мы, обычно, имеем дело со смешанной задачей (Краснушкин, Яблочкин, 1963). Обычно, кое-что известно об электромагнитном поле, а кое-что о среде. Задача состоит в оценке неизвестных параметров среды и в отыскании недостающей информации о волновом поле. Граничное условие Леонтовича (4) облегчает решение обратной задачи, если заранее известно, что тело (в частности, земная кора) обладает высокой электропроводностью. Физика УНЧ-колебаний магнитосферы дает нам дополнительную информацию о том, что индуцирующее поле во многих случаях представляет собой поле стоячей волны Альвена. Это дает возможность вносить поправки в решение обратной задачи, найденное на основе формулы (4) при производстве МТЗ — весьма мощного метода экспериментального изучения земной коры.

Заканчивая обсуждение, укажем, что описанное нами представление об УНЧ-колебаниях ионосферы позволяет поставить обратную задачу — оценить состояние плазмы выше максимума слоя F2 по данным наблюдения спектра колебаний IAR. По существу, мы также имеем здесь дело со смешанной задачей, так как используем априорную информацию о колебаниях IAR как о стоячих волнах Альвена.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Наш главный вывод состоит в том, что спустя 80 лет после открытия волны Альвена продолжают привлекать пристальное внимание исследователей ультранизкочастотных колебаний электромагнитного поля Земли. В данной статье, посвященной юбилею открытия, мы кратко описали в рамках линейной теории два резонатора Альвена. Стоит указать в заключение на обзор (Lundin, Guglielmi, 2006), в котором отражена богатейшая литература по теоретическому и экспериментальному исследованию нелинейности волн Альвена.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-27-00280, <https://rscf.ru/project/22-27-00280>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Альвен Х. Космическая электродинамика. М.: ИЛ, 1952. 260 с.
- Беляев П.П., Поляков С.В., Рапопорт В.О., Трахтенгерц В.Ю. Обнаружение резонансной структуры спектра атмосферного электромагнитного шумового фона в диапазоне короткопериодных геомагнитных пульсаций // Докл. АН СССР. 1987. Т. 297. С. 840–843.
- Гинзбург В.Л. Распространение электромагнитных волн в плазме. М.: Наука, 1967. 685 с.
- Гульельми А.В., Потапов А.С. Частотно-модулированные ультранизкочастотные волны в околоземном космическом пространстве // УФН. 2021. Т. 191. № 5. С. 475–491. <https://doi.org/10.3367/UFNr.2020.06.038777>
- Данжи Дж. Космическая электродинамика. М.: Гос. изд-во лит-ры в области атомной науки и техники, 1961. 208 с.
- Краснушкин П.Е., Яблочкин Н.А. Теория распространения сверхдлинных волн. М.: ВЦ АН СССР, 1963. 94 с.
- Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Электродинамика сплошных сред. Том VIII. Теоретическая физика. Издание 4-е, стереотипное. М.: Физматлит, 2003. 656 с.
- Лифшиц Е.М., Питаевский Л.П. Физическая кинетика. М.: Наука, 1979. 528 с.
- Михайлова О.С. Короткопериодные УНЧ-волны в многокомпонентной космической плазме. Автореф. дис. канд. физ.-мат. наук. Иркутск: ИСЗФ СО РАН. 2017. 16 с.
- Нишида А. Геомагнитный диагноз магнитосферы. М.: Мир, 1980. 300 с.
- Alfvén H. Existence of electromagnetic-hydrodynamic waves // Nature. 1942. V. 150. P. 405–406.
- Guglielmi A.V., Potapov A.S., Russell C.T. The ion cyclotron resonator in the magnetosphere // JETP Letters. 2000. V. 72. № 6. P. 298–300.
- Leontovich M. On the approximate boundary conditions for the electromagnetic field on the surface of well conducting bodies // Investigations on Propagation of Radio Waves / Ed. Vvedenskii B.A. Moscow, Leningrad: AN SSSR, 1948. V. 2. P. 5–10.
- Lundin R., Guglielmi A. Ponderomotive forces in Cosmos // Space Sci. Rev. 2006. V. 127. № 1–4. P. 1–116. <https://doi.org/10.1007/s11214-006-8314-8>
- Potapov A.S., Guglielmi A.V., Klain B.I. Discrete spectrum of ULF oscillations of the ionosphere // IEEE Transact. Geosci. and Remote Sensing. 2022. V. 60. id. 4600505. <https://doi.org/10.1109/TGRS.2021.3092738>.
- Troitskaya V.A., Guglielmi A.V. Geomagnetic micropulsations and diagnostics of the magnetosphere // Space Sci. Rev. 1967. V. 7. № 5/6. P. 689–769.
- Wait J.R. Geo-Electromagnetism. New York: Acad. Press, 1982. 268 p.