

АКАДЕМИЯ НАУК СССР

КОСМИЧЕСКИЕ
ИССЛЕДОВАНИЯ

Том XII

(ОТДЕЛЬНЫЙ ОТТИСК)

3

МОСКВА • 1974

УДК 550.388

ИССЛЕДОВАНИЕ СОЛНЕЧНОЙ ПЛАЗМЫ ВБЛИЗИ МАРСА И НА ТРАССЕ ЗЕМЛЯ — МАРС ПРИ ПОМОЩИ ЛОВУШЕК ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ НА СОВЕТСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ 1971—1973 гг.

*К. И. Грингауз, В. В. Безруких, Г. И. Волков,
М. И. Веригин, Л. Н. Давитаев, В. Ф. Копылов,
Л. С. Мусатов, Г. Ф. Слуценков*

1. МЕТОДЫ И ПРИБОРЫ

Описываются эксперименты по изучению зондовыми методами плазмы вблизи Марса и на трассе Земля — Марс, поставленные при помощи шести космических аппаратов, запущенных в 1971 и 1973 г. Проводится описание аппаратуры: модуляционных ионных ловушек и электронных ловушек с тормозящими потенциалами. Рассматриваются особенности плазменных измерений на ориентированных космических аппаратах. Приведены результаты лабораторных исследований приборов и образцы первичных результатов измерений, проведенных на космических аппаратах.

1. ЗАДАЧИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ И ВЫБОР МЕТОДОВ

В настоящей статье описываются эксперименты, проведенные на шести космических аппаратах, запущенных по направлению к Марсу в 1971 г. («Марс-2», «Марс-3») и в 1973 г. («Марс-4»—«Марс-7»). На всех аппаратах была установлена почти идентичная аппаратура для изучения как ионной, так и электронной компонент солнечного ветра (на некоторое отличие приборов 1973 г. от приборов 1971 г. будет указано ниже). Основной задачей экспериментов являлось изучение характеристик околomarсианской плазмы, необходимое для понимания процесса взаимодействия Марса с межпланетной средой. Кроме того, измерения, проводимые во время длительного полета от Земли к Марсу и на орбитах спутников Марса, позволяют получить статистически богатые сведения о потоках, скорости, концентрации, температуре ионов и электронов солнечного ветра, о межпланетных ударных волнах и т. п. Следует особенно отметить, что для выбора (из числа существующих в настоящее время теорий) правильной модели солнечного ветра необходимо иметь радиальное геоцентрическое распределение температуры электронов T_e солнечного ветра. Имеющиеся же сейчас данные о T_e получены главным образом у орбиты Земли (см. материалы последней конференции по солнечному ветру [1]).

До настоящего времени измерения характеристик солнечного ветра осуществлялись приборами двух основных типов: ловушками заряженных частиц [2—5 и др.] и электростатическими анализаторами [6—9 и др.]. В литературе США ловушки заряженных частиц иногда называют анализаторами с тормозящими потенциалами [4] и цилиндрами Фарадея [5]. Приборам каждого из указанных типов присущи как до-

стоинства, так и недостатки. Достоинством криволинейных (цилиндрических, сферических и др.) электростатических анализаторов является возможность применения для анализа заряженных частиц данной энергии напряжений, существенно более низких (в несколько раз), чем в ловушках заряженных частиц. Угловая диаграмма, т. е. зависимость тока, собираемого прибором, от угла между скоростью частиц и нормалью к апертуре, криволинейных анализаторов ограничена, как правило, единицами градусов. Электростатические анализаторы широко применяются в США на космических аппаратах, вращающихся относительно оси, наклоненной к плоскости эклиптики, например, под углом $\sim 60^\circ$ (аппарат

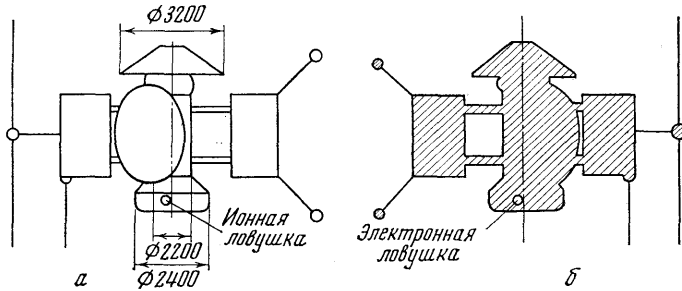


Рис. 1. Размещение ионной ловушки на аппаратах, запущенных к Марсу в 1971 и 1973 гг. (а); размещение электронной ловушки на тех же аппаратах (б)

серии «Вела» [10] или $\sim 90^\circ$ («Пионер-6» [11]). Узкая угловая диаграмма прибора позволяет достаточно точно определять направление прихода потока заряженных частиц, а малый период опроса измерительной системы, по сравнению с периодом вращения аппарата, измерить энергетический спектр частиц при мало изменившейся ориентации прибора (см., например, [8]).

Так как аппараты серии «Марс» с большой точностью ($\sim \pm 1^\circ$) ориентированы на Солнце, а направление прихода потоков ионов солнечного ветра может отличаться от направления на Солнце на величины до $\pm 40^\circ$ [1], то применение датчиков с узкой угловой диаграммой на жестко ориентированном космическом аппарате чрезвычайно затрудняет определение угла прихода потоков ионов солнечного ветра, а следовательно, и таких характеристик, как концентрация и полный поток частиц.

Ловушки заряженных частиц могут иметь угловые диаграммы (при применении соответствующих коллиматоров) от единиц и даже долей градуса, до нескольких десятков градусов. Это явилось для нас решающим обстоятельством при выборе метода измерений на аппаратах серии «Марс». Применение широкоугольной модуляционной ловушки ориентированной на Солнце позволяет несмотря на возможные значительные вариации углов прихода θ определить большинство основных характеристик ионов солнечного ветра: поток, концентрацию, скорость, температуру, содержание α -частиц. Электроны солнечного ветра, обладающие, как показали эксперименты, описанные в [8, 12], малой анизотропией, тепловыми скоростями, превышающими скорость их направленного движения и энергиями, близкими к энергиям фотоэлектронов и вторичных электронов, эмиттируемых с поверхности космического аппарата, мы предпочли исследовать при помощи электронных ловушек, расположенных на постоянно затененной стороне аппаратов «Марс» и ориентированных в антисолнечном направлении. Соображения в пользу такого решения подробно изложены ниже.

Заметим, что на этих же аппаратах другой группой экспериментаторов были установлены для исследования солнечного ветра (в частности,

ионной компоненты) цилиндрические электростатические анализаторы [13, 14].

Представления об изучаемой плазме, создающиеся в результате эксперимента, в значительной степени зависят от характеристик прибора и от правильности их учета при обработке экспериментальных данных. Поэтому одной из основных задач настоящей статьи является описание приборов, примененных в указанных выше измерениях, результатов их

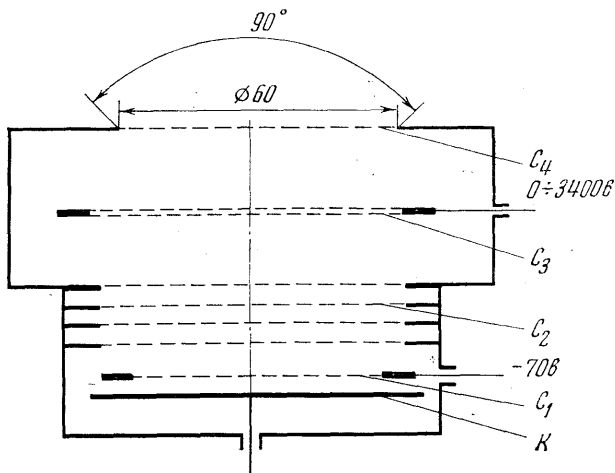


Рис. 2. Схема ионной модуляционной ловушки

лабораторных испытаний и результатов первичных измерений, проведенных на космических аппаратах «Марс-2» — «Марс-7». Методика дальнейшей обработки данных, образцы которых приводятся в этой статье, и интерпретация полученных результатов будут даны в следующих статьях, в частности в [15].

2. ИЗМЕРЕНИЯ ИОННОЙ КОМПОНЕНТЫ ПЛАЗМЫ

Измерение энергетических спектров ионов солнечного ветра при помощи модуляционной ловушки заряженных частиц проводилось на многих космических аппаратах (на советских «Зонд-2» [16]), «Венера-3» [17], спутниках серии «Прогноз» [18, 19] и на американских «Пионер»

Таблица 1

№ интервала	Ширина энергетического интервала, e	№ интервала	Ширина энергетического интервала, e
1	0—40	9	932—1195
2	40—70	10	1190—1500
3	70—103	11	1500—1835
4	103—200	12	1845—2225
5	200—332	13	2225—2625
6	332—500	14	2600—3060
7	500—700	15	3010—3550
8	700—932	16	3550—4100

[5, 20], спутниках серии ИМП («Эксплорер») [21, 22] и т. д.), и поэтому не нуждаются в подробном описании.

На аппаратах серии «Марс» модуляционная ловушка устанавливалась на освещенной Солнцем части каждого космического аппарата (см. рис. 1, a); нормаль к апертуре с точностью $\pm 1^\circ$ совпадала с направлением на Солнце (схема ловушки приведена на рис. 2). Каждый энерге-

тический спектр измерялся в 16 энергетических интервалах, указанных в табл. 1. Модулирующая частота равна ~ 700 *гц*. Измерение одного спектра длится ~ 51 *сек*. Интервал времени между регистрациями соседних спектров переменный и может быть выбран равным 2, 10 и 20 *мин*. Избирательный усилитель коллекторных токов ловушки, настроенный на модулирующую частоту, выполнен по схеме с фазовым детектором.

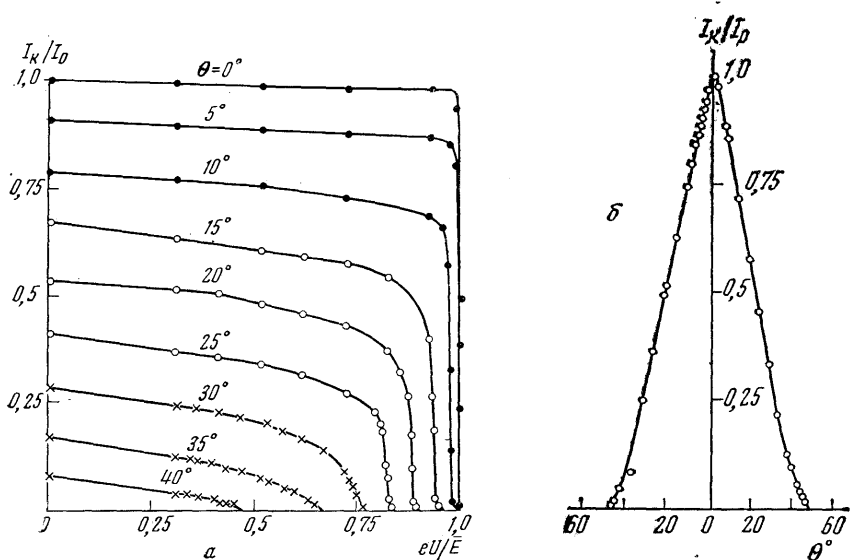


Рис. 3. Вольт-амперные характеристики ионной модуляционной ловушки по данным лабораторных измерений (а); угловая характеристика той же ловушки по данным лабораторных измерений (б)

Результаты лабораторных исследований модуляционных ловушек, использовавшихся на указанных выше советских космических аппаратах, приводились в [23]. В модуляционных ловушках, установленных на аппаратах «Марс-2» — «Марс-7», по сравнению с ранее применявшимися ловушками [23] были изменены конструкция модуляционной сетки и межэлектродные расстояния, в результате чего изменились зависимости регистрируемых токов от энергии ионов и от угла их прихода по отношению к оси ловушки. При лабораторных исследованиях ловушки облучались квазимоноэнергетическими пучками ионов Ar^+ с энергиями $\bar{E} \approx 1000, 2000$ и 3000 эв; угол прихода θ ионов на ловушку изменялся от 0 до 45° . Разброс ионов по энергиям не превышал 1,5%, расходимость пучков $\sim 0,5^\circ$ и в пределах апертуры ловушки неравномерность пучка по сечению была меньше 0,6%. На рис. 3 приведены вольт-амперная и угловая характеристики модуляционной ловушки, полученные при облучении ее ионами Ar^+ с энергией 1950 эв.

С учетом характеристик ловушки, усилителя и телеметрической системы прибор позволяет измерять в каждом энергетическом интервале поток ионов в диапазоне $10^8 \div 10^{10}$ $см^{-2} \cdot сек^{-1}$.

Определение параметров ионного потока солнечного ветра производилось путем сравнения измеренных ионных спектров с расчетными. Расчеты спектров были проведены с учетом лабораторных характеристик ловушки в предположении, что смесь протонов и α -частиц обладает в системе координат, связанной с солнечным ветром, изотропным максвелловским распределением по скоростям, при различных комбинациях переносной скорости солнечного ветра V , температуры протонов T_p и температуры α - частиц T_α .

3. ИЗМЕРЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТЫ ПЛАЗМЫ

Перед описанием измерений, проведенных на аппаратах «Марс-2» — «Марс-7», целесообразно отметить некоторые особенности измерений электронов солнечного ветра, проведенных ранее другими авторами, и полученные ими результаты.

Значение характеристик электронов солнечного ветра исключительно важно. Достаточно сказать, что один из основных параметров плазмы в отношении развития неустойчивостей β (отношение тепловой энергии в единице объема к магнитной) для солнечного ветра в основном определяется температурой электронов T_e , которая, как правило, существенно выше температуры протонов T_p . Число же экспериментов, давших информацию об электронах солнечного ветра, невелико — это измерения, проведенные при помощи электростатических анализаторов на «Пионере-6» [24], спутниках «Вела-4» [8] и при помощи электронной ловушки на «Эксплорере-35» [4]. Публикации об измерении характеристик солнечного ветра на больших удалениях от орбиты Земли отсутствуют.

Некоторые особенности измерений в солнечном ветре при помощи плоской электронной ловушки на электрически заряженном космическом аппарате с анализатором электронов по энергии методом тормозящих потенциалов рассмотрены Уипплом и Паркером в [12, 25]. В статье [12] также анализируются результаты измерений в солнечном ветре при помощи электронной ловушки на спутнике ОГО-1 в 1964 г. Часть выводов, вытекающих из этих работ, можно резюмировать следующим образом:

1) электронная ловушка на космическом аппарате, летящем в солнечном ветре, вообще говоря, регистрирует кроме электронов окружающей среды также фотоэлектроны (в том числе эмиттируемые внутри ловушки при освещении ее Солнцем) и вторичные электроны;

2) фото- и вторичные электроны вносят существенный вклад в коллекторный ток (создавая перегиб на вольт-амперной характеристике) на участке протяженностью 2–6 вблизи нуля тормозящего напряжения на анализирующей сетке относительно корпуса спутника;

3) кривую торможения можно интерпретировать как обусловленную существованием двух компонент электронного газа: «холодной» с температурой $2 \div 5$ эв и концентрацией порядка сотни частиц в $см^3$, и «горячей», с температурой порядка нескольких десятков эв и концентрацией порядка нескольких частиц в $см^3$; эта «горячая» компонента является электронами солнечного ветра.

При обработке результатов измерений, выполненных Монтгомери и др. на «Веле-4» [8], использовалась нисходящая ветвь функции распределения, начиная от энергий ~ 16 эв, по-видимому, для того, чтобы при определении T_e исключить влияние фото- и вторичных электронов с поверхности аппарата. В этой же работе экспериментально показана возможность регистрации электронов солнечного ветра, начиная с указанных энергий, на затененной от Солнца стороне космического аппарата, причем регистрируемый поток электронов, приходящих с антисолнечного направления, меньше в ~ 2 раза потока электронов, приходящего от Солнца, а вид функции распределения (за исключением особенностей наблюдавшихся в «надтепловых хвостах») в обоих направлениях практически одинаков. Размещение электронной ловушки на затененной стороне аппарата, выбранное авторами описываемых здесь измерений, позволяет полностью избавиться от регистрации фотоэлектронов эмиттированных внутри ловушки и с ближайших участков поверхности аппарата без существенного уменьшения потока электронов солнечной плазмы, и дает возможность проводить достаточно корректные измерения T_e . На рис. 1, б показано положение ловушки на теневой стороне космического аппарата; минимальное расстояние от ловушки до терминатора превышает 10^2 см.

Покажем, что при определении T_e можно исключить влияние на результаты измерений фотоэлектронов, приходящих с освещенной поверхности аппаратов, если использовать только часть кривой торможения, соответствующую задерживающим потенциалам большим определенному порога (см., например, [8, 12]). Значение этого порога тесно связано с величиной установившегося потенциала космического аппарата, который в свою очередь в основном определяется потоком электронов из окружающей среды и величиной тока фотоэмиссии. Наиболее полные результаты исследований фотоэмиссии с учетом данных тщательных лабораторных измерений фотоэффекта с различных материалов и ракетных

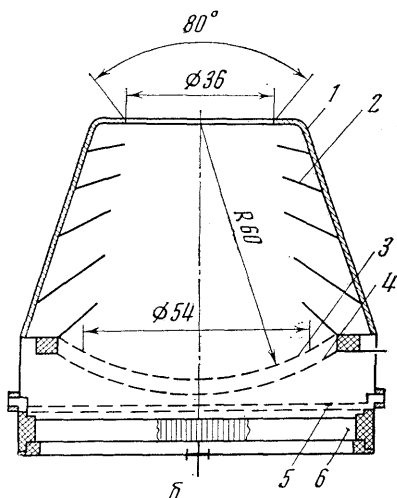
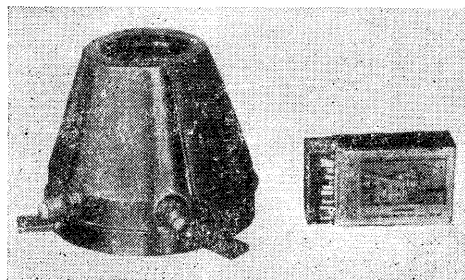


Рис. 4. Внешний вид электронной ловушки (а); схема электронной ловушки (б)

измерений спектра солнечного ультрафиолетового излучения проведены Градлом в [26]. В этой работе показано, что функция распределения фотоэлектронов, эмиттируемых под действием солнечного ультрафиолета, в зависимости от материала поверхности имеет максимум при энергиях $0,8 \div 1,5$ эв; среднее значение энергии фотоэлектронов составляет $1,2 \div 2,2$ эв. Ток фотоэлектронов с энергиями, превышающими $3 \div 6$ эв на порядок, а с энергиями ≥ 10 эв на два порядка, меньше полного тока фотоэмиссии электронов. При потоке электронов из окружающей среды $5 \cdot 10^8$ см⁻²·сек⁻¹ (что соответствует потоку электронов солнечного ветра при $T_e \sim 1,5 \cdot 10^5$ °К и $n_e \sim 8$ см⁻³), потенциал космического аппарата ϕ_0 должен составлять $\sim +3$ в для плоского тела и $\sim +2$ в для сферического [26]. Этот вывод соответствует данным Уиппла и Паркера [12] (хотя противоречит данным Сербу [4], согласно которым ϕ_0 освещенного «Эксплорера-35» составлял $\sim -1,5$ в).

Используя результаты решения задачи о движении частицы в поле сил, меняющихся как $1/r^2$ (см., например, [27]), можно показать, что электроны, вылетевшие с поверхности тела сферической формы с кинетической энергией $> e\phi_0$, не возвращаются на него. Если это справедливо для тел более сложной формы, то все фотоэлектроны с энергией несколько превышающей $e\phi_0 \approx 3 \div 5$ эв на космический аппарат не возвращаются и поэтому не должны регистрироваться детектором, установленным на неосвещенной стороне аппарата. Следует также иметь в виду, что ток регистрируемых на неосвещенной части аппарата фотоэлектронов и вторичных электронов должен убывать по мере удаления от терминатора аппарата, поэтому электронную ловушку желательно разместить на максимальном удалении от границы тень — свет. В нашем случае, как отмечалось выше, это расстояние $> 10^2$ см. Учитывая удаленность нашей ловушки от терминатора космического аппарата (см. рис. 1, б), можно полагать, что значительная часть достигающих ловушки фотоэлектронов и вторичных электронов с освещенной части аппарата дол-

жны иметь значительные компоненты скорости, параллельные апертуре ловушки. Поэтому ловушка сконструирована таким образом, чтобы она была полностью нечувствительна к электронам, имеющим «пологие» траектории (с углом прихода $> 40^\circ$ относительно оси ловушки).

На рис. 4, *a* показан внешний вид электронной ловушки, на рис. 4, *б* ее принципиальная электрическая схема с основными геометрическими размерами. Ось ловушки с точностью $\pm 1^\circ$ направлена в антисолнечном направлении. Как видно из рис. 4, *б*, электронная ловушка имеет четыре электрода: анализирующий промежуток образован двумя сферическими сетками (3—4), а две электрически соединенные плоские сетки (5) слу-

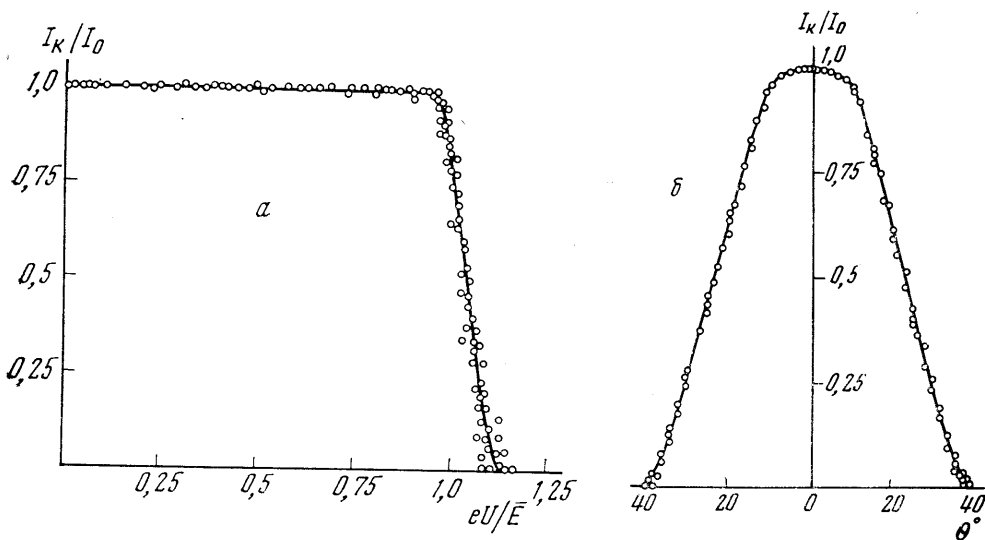


Рис. 5. Вольт-амперная характеристика электронной ловушки по данным лабораторных измерений (*a*); угловая характеристика электронной ловушки по данным лабораторных измерений (*б*)

жат электростатическим экраном. Общая оптическая прозрачность системы сеток ловушки равна 0,6. Коллектор (6) выполнен в виде плоского электрода с «сотовой» насадкой. Все электроды ловушки, ее внутренняя поверхность и жалюзи (2) (предназначенные для уменьшения числа электронов, отраженных от стенок ловушки (1)) покрыты золотом.

Лабораторные исследования характеристик ловушки проводились в вакуумной камере. Ловушка облучалась квазимоноэнергетическими пучками ионов Ag^+ с различными энергиями пучков \bar{E} (14,6, 48,8, 100, 525 эв). Угол между направлением движения ионов в пучке и осью ловушки изменялся от 0 до 40° . Использование тяжелых ионов позволило исключить ошибки, связанные с искривлением траекторий электронов в рассеянных магнитных полях и геомагнитном поле. Результаты лабораторных исследований представлены на рис. 5. На рис. 5, *a* показана зависимость коллекторного тока ловушки от безразмерной величины отношения тормозящего напряжения на анализирующей сетке к энергии пучка ионов Ag^+ . Величины токов нормированы к величине тока при нулевом потенциале торможения. Изображенная на рис. 5, *a* зависимость практически не зависит от угла θ падения пучка ионов на ловушку. На рис. 5, *б* показаны угловые характеристики ловушек, полученные при указанных выше энергиях ионов, нормированных на единицу при нулевом угле падения ионов на ловушку. Измеренные таким образом угловые характеристики также слабо зависят от величины тормозящего напряжения на анализирующих сетках (при снятии каждой особенной характеристики эта величина сохранялась постоянной) и энергии пучка ионов.

Продолжительность измерения одного электронного спектра в полете и интервал времени между измерениями для электронной ловушки равны соответствующим величинам для модуляционной поной ловушки и были указаны выше.

На аппаратах «Марс-2», «Марс-3» каждая кривая торможения снималась по 14 ступеням тормозящего потенциала, выбравшимся по че-

Таблица 2

№ программы	№ ступени						
	1	2	3	4	5	6	7
I	0	3,15	4,55	6	7,6	9,3	10,5
II	0	5	9,6	12	16,8	22	24
III	0	9,8	11,8	15,5	19,5	24,5	28,5
IV	0	9,8	12,3	16,7	19,6	24,9	28,6

№ программы	№ ступени						
	8	9	10	11	12	13	14
I	12,4	14	15,3	16,8	18	20	21
II	28	32	36	39	43	47	52
III	31	42	53	66	77	90	103
IV	31	51	70	89	170	270	400

тырем программам в зависимости от значений T_e (см. табл. 2). Диапазон усилителя коллекторного тока на этих аппаратах (от $5,5 \cdot 10^{-13}$ до $1,55 \cdot 10^{-9}$ a) разбит на три линейных поддиапазона; при достижении коллекторным током определенных значений происходило автоматическое переключение поддиапазонов. Чувствительность прибора, с учетом характеристик ловушки, усилителя и системы телеизмерений, составляла $0,9 \cdot 10^6$ см⁻²·сек⁻¹·стерад⁻¹ для изотропного потока электронов.

Таблица 3

№ ступени	Тормозящее напряжение	№ ступени	Тормозящее напряжение	№ ступени	Тормозящее напряжение	№ ступени	Тормозящее напряжение
1	0	5	10	9	29	13	100
2	2	6	14	10	35	14	150
3	4	7	18	11	50	15	200
4	7	8	23	12	75	16	300

В связи с тем, что устройство для автоматического выбора программ на «Марсе-2» и «Марсе-3» иногда работало недостаточно четко, в дальнейшем от него отказались и на аппаратах «Марс-4» — «Марс-7» снятие кривых торможения производилось по одной стандартной программе, содержащей 16 ступеней тормозящего напряжения (см. табл. 3). Время измерения одного спектра и интервалы между измерениями те же, что и на аппаратах «Марс-2» и «Марс-3». Чувствительность усилителя по сравнению с последними несколько увеличена (до $3,33 \cdot 10^{-13}$ a); соответственно чувствительность к изотропному потоку электронов возросла до $0,6 \cdot 10^6$ см⁻²·сек⁻¹·стерад⁻¹.

4. ОБРАЗЦЫ ПЕРВИЧНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ И НЕКОТОРЫЕ ВЫВОДЫ

На рис. 6, а, б приведены типичные образцы первичных дифференциальных спектров ионов солнечного ветра, полученных с аппаратов «Марс-6» и «Марс-7» в сентябре 1973 г. На оси абсцисс указаны номера энергетических интервалов, соответствующие табл. 1. Широкий спектр на рис. 6, а соответствует переходному слою за фронтом ударной волны. Спектр, изображенный на рис. 6, б, получен вблизи орбиты Земли в невозмущенном планетной солнечном ветре; в правой части этого спектра отчетливо виден пик, создаваемый α -частицами солнечного ветра. Дальнейшая обработка подобных спектров ведется способом, упомянутым в разделе 2 этой статьи.

На рис. 7 изображены электрон-

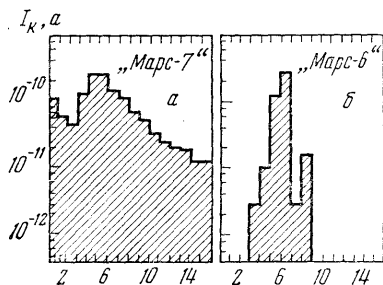


Рис. 6

Рис. 6. Примеры ионных спектров, полученных во время полетов космических аппаратов к Марсу: а — в переходном слое; б — в солнечном ветре

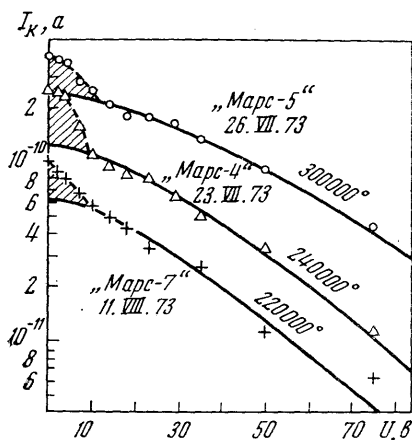


Рис. 7

Рис. 7. Примеры электронных спектров, полученных во время полетов космических аппаратов к Марсу

ные спектры, полученные на аппаратах серии «Марс». В [15] приводится вывод выражения для коллекторного тока, создаваемого электронами из окружающей среды с изотропной максвелловской функцией распределения для электронной ловушки, описанной в предыдущем разделе. Плавные кривые на рис. 7 соответствуют токам, рассчитанным теоретически согласно [15] с учетом характеристик ловушек, полученных в лаборатории и также описанных в предыдущем разделе. Большинство экспериментальных точек удовлетворительно ложится на теоретические кривые; однако вблизи нулевого тормозящего потенциала заметны существенные отличия от расчетных кривых. В соответствии с результатами Уиппла и Паркера [12] заштрихованные области токов вблизи нулевого тормозящего напряжения можно интерпретировать как созданные вторичными электронами и фотоэлектронами с освещенной поверхности аппарата. По сравнению с [12] превышение I_{\max} над его величиной, определяемой электронами окружающей среды, мало. Это объясняется, по нашему мнению, следующими факторами: отсутствием фотоэмиссии и ослаблением регистрации вторичных электронов внутри ловушки, значительной удаленностью ее от терминатора аппарата, сравнительно узкой угловой диаграммой ловушки, исключающей возможность регистрации электронов с углами прихода $>40^\circ$ относительно оси ловушки. В [15] приводятся дополнительные соображения, согласно которым можно по результатам описываемых экспериментов надежно определять T_e , исключая из рассмотрения участки вольт-амперных характеристик протяженностью несколько вольт вблизи нулевого потенциала торможения.

Метод определения энергетических спектров ионов межпланетной плазмы при помощи модуляционной ловушки был многократно проверен ранее; спектры, изображенные на рис. 6, подобны получавшимся в аналогичных экспериментах (отличаясь, однако, от ранних советских экспериментов [16] большим числом энергетических интервалов).

Кривые торможения электронов межпланетной плазмы, подобные приведенным на рис. 7, не отличаются принципиально от соответствующих кривых, полученных в экспериментах с электронными ловушками в США [12]. Тем не менее они имеют особенности, свидетельствующие о довольно высокой эффективности мер, принятых на аппаратах «Марс-2» и «Марс-3» для ослабления мешающего влияния фото- и вторичных электронов с космического аппарата и внутренних частей ловушки, являющегося основным препятствием для локальных измерений электронов межпланетной среды.

Как уже отмечалось, подробное описание всех полученных результатов и их интерпретация будут опубликованы в дальнейшем.

Дата поступления
10 декабря 1973 г.

ЛИТЕРАТУРА

1. Solar wind, ed. by C. P. Sonnet, P. J. Coleman, Jr., J. M. Wilcox, NASA SP-308, Washington, 1972.
2. К. И. Грингауз, В. В. Безруких, В. Д. Озеров, Р. Е. Рыбчинский. Докл. АН СССР, 131, 1301, 1960.
3. H. S. Bridge, B. Dilworth, B. Rossi, F. Sherb, E. F. Lyon. J. Geophys. Res., 65, 3053, 1960.
4. G. P. Serbu. Explorer 35 measurements of low energy plasma in lunar orbit. Preprint X-615-68-232, Goddard Space Flight Center, June, 1968.
5. A. J. Lazarus, H. S. Bridge, J. Davis. J. Geophys. Res., 71, 3787, 1966.
6. M. Neugebauer, C. W. Snyder. J. Geophys. Res., 71, 4469, 1966.
7. J. H. Wolfe, R. W. Silva, M. A. Myers. J. Geophys. Res., 71, 1319, 1966.
8. M. D. Montgomery, S. J. Bame, A. J. Hundhausen. J. Geophys. Res., 73, 4999, 1968.
9. L. A. Frank. J. Geophys. Res., 75, 707, 1970.
10. Дж. Х. Кун. В сб. «Солнечно-земная физика», М., «Мир», 1968.
11. J. H. Wolfe, D. D. McKibbin. In «Physics of the Magnetosphere», ed. by R. L. Carovillano, J. F. McClay, H. R. Radoski, D. Reidel Publ. Co., Dordrecht - Holland, 1969.
12. E. C. Whipple, Jr., L. W. Parker. J. Geophys. Res., 74, 5763, 1969.
13. О. Л. Вайсберг, А. В. Богданов, Н. В. Бородин, Е. М. Васильев, А. В. Дьячков, А. А. Зерцалов, Б. В. Поленов, С. А. Романов. Космич. исслед., 10, № 3, 462, 1972.
14. O. L. Vaisberg, A. V. Bogdanov et al., Icarus, 18, 59, 1973.
15. К. И. Грингауз, В. В. Безруких, Т. К. Бреус, М. И. Веригин, Г. И. Волков, А. В. Дьячков. Космич. исслед., 12, 1974.
16. В. В. Безруких, К. И. Грингауз, Л. С. Мусатов, Р. Е. Рыбчинский, М. З. Хохлов. Докл. АН СССР, 163, 873, 1965.
17. К. И. Грингауз, В. В. Безруких, Л. С. Мусатов. Космич. исслед., 5, 251, 1967.
18. Автоматические станции «Прогноз». Препринт ИКИ № 140, М., 1972.
19. V. V. Bezrukhikh, K. I. Gringauz, G. N. Zastenker, M. Z. Khokhlov. Some characteristics of solar wind and position of bow shock wave, magnetopause and plasma-pause during solar events in August, 1972, presented to Symposium IAGA, Kioto, 1973.
20. A. J. Lazarus, M. A. Heineman, R. W. McKinnis, H. S. Bridge. Solar Wind from the MIT plasma experiments on Pioneer 6 and Pioneer 7, NSSDC 73-08, June 1973.
21. H. S. Bridge, A. K. Lazarus et al. Space Research III, Proceeding, Amsterdam, 1963, p. 1113.
22. J. H. Binzack. J. Geophys. Res., 72, 5231, 1967.
23. Г. И. Волков, Г. Н. Застенкер, В. Ф. Копылов, А. П. Ремизов, М. З. Хохлов. Космич. исслед., 8, 423, 1970.
24. J. H. Wolfe, R. W. Silva, D. D. McKibbin, Trans. Amer. Geophys. Union, 48, 182, 1967.
25. E. C. Whipple, Jr., L. W. Parker. J. Geophys. Res., 74, 2962, 1969.
26. R. J. L. Gard. J. Geophys. Res., 78, 2885, 1973.
27. Л. Д. Ландау, Е. М. Лившиц. Механика, М., «Наука», 1965.