

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

Солнечные элементы и батареи — фотоэлектрические преобразователи солнечной энергии в электрическую — в настоящее время нашли широкое применение. За два десятилетия мощность наземных солнечных батарей увеличилась от 1 Вт до сотен киловатт, а космических — до 10 кВт и более. В настоящее время в разных странах мира появляются проекты солнечных батарей мощностью в сотни и тысячи киловатт для использования их на Земле и в космосе. К. п. д. солнечных элементов увеличился почти на 20%, превысив, таким образом, к. п. д. лампы накаливания. Стоимость солнечных батарей быстро снижается, в результате чего электроэнергия, полученная фотоэлектрическим способом, становится более доступной и экономически выгодной по сравнению с электроэнергией, полученной от других источников, в районах, удаленных от сетей централизованного электроснабжения.

За тот же двадцатилетний период разработка и проектирование солнечных элементов из исследований, основанных во многом на интуиции, превратились в сложный, систематизированный и автоматизированный процесс. Творческий этап исследований не поддается точному определению и описанию, в него трудно внести улучшения, однако остальные стадии процесса создания солнечных батарей поддаются проверке, регламенту и документальному оформлению.

В конце 70-х годов мир захлестнула волна невиданной ранее активности в области фотоэлектрического преобразования энергии. В преддверии повсеместного использования именно этого способа преобразования солнечной энергии необходимо осознать, что все легкие открытия уже сделаны. В этом смысле дальше будет труднее. Автор надеется, что эта книга станет полезной для тех, кто намерен посвятить себя изучению возможности сохранения и экономного потребления энергии.

Ганс Раушенбах

ВВЕДЕНИЕ

В данном Справочнике автор старался достаточно полно представить современные сведения о технологии создания фотоэлектрических преобразователей энергии для использования на Земле и в космосе. Рассмотрены различные представления о механизме процессов, происходящих в фотоэлектрических преобразователях, подробно описаны разные технологии получения солнечных элементов и батарей.

Это сделано для того, чтобы познакомить с новой областью науки представителей не технических профессий, помочь студентам и молодым специалистам в овладении профессией, повысить эффективность работы специалистов, стимулировать творческий труд проектировщиков со стажем, упорядочить понятия и разноречивые данные, интересующие многих в настоящее время, собрать информацию, которую трудно найти в открытой печати, выделить проектирование солнечных батарей и связанные с ним области науки в отдельное направление.

Этот Справочник содержит как иллюстративно-ознакомительный материал, так и детально-техническое рассмотрение вопросов. Большая часть текста должна быть понятна студентам старших курсов и выпускникам техникумов. Возможно, однако, что некоторые разделы покажутся трудными даже специалистам с высшим образованием.

Математические описания даны в упрощенной форме. Дифференциальные и интегральные уравнения представлены в книге в небольшом объеме, чтобы облегчить составление программ на ЭВМ. Большинство же рассмотренных здесь математических задач можно решить с помощью современных микрокалькуляторов.

В Справочнике подробно изложены некоторые наиболее важные события в истории науки о фотоэлектричестве и даны ссылки на основные работы, в которых расчеты представлены более детально. Вопросы, рассмотренные в доступных читателю работах (такие, как разработка общей схемы солнечных батарей, проблемы теплопередачи и электрических соединений, детальное проектирование наземных батарей), в данном Справочнике не освещены. В основном в книге рассмотрены вопросы, связанные с проектированием солнечных батарей.

СОЛНЕЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ И БАТАРЕИ

1.1. ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Полупроводники представляют собой класс кристаллических материалов, не относящихся ни к проводникам, ни к изоляторам. При комнатной температуре их удельное сопротивление лежит в диапазоне приблизительно от 10^{-3} до 10^9 Ом·см, что больше удельного сопротивления металлов (менее 10^{-4} Ом·см) и меньше удельного сопротивления изоляторов (свыше 10^9 Ом·см). Практически удельное сопротивление полупроводников, применяемых для изготовления солнечных элементов, лежит в диапазоне от 10^{-3} до 10^2 Ом·см.

Полупроводники бывают *p*- и *n*-типа. Для примера рассмотрим кремний — наиболее распространенный в настоящее время полупроводниковый материал солнечных элементов. Кремний, который получают из содержащих его соединений, подвергают тщательной очистке (удаляют практически все примеси) до высокой степени чистоты. Очищенный Si затем плавят и получают монокристалл кремния вытягиванием из расплава. Этот процесс называется *выращиванием искусственных кристаллов методом Чохральского*. При кристаллизации расплавленного кремния атомы выстраиваются в упорядоченную структуру — кристаллическую решетку.

При изготовлении кремния *p*- или *n*-типа, используемого для создания солнечных элементов (а также транзисторов и других полупроводниковых приборов), в расплав кремния добавляют определенное количество той или иной примеси. Этот процесс называется *легированием*. Кремний *n*-типа получают, добавляя в расплав кремния элемент V группы Периодической системы элементов Д. И. Менделеева — фосфор, который имеет пять электронов на внешней электронной оболочке, а элемент IV группы — только четыре электрона. Атом фосфора, случайно попавший в кремний в процессе выращивания кристалла, занимает место атома кремния в кристаллической решетке и передает ей дополнительный электрон. Поэтому элементы V группы называются *донорными примесями*.

Для получения кремния *p*-типа в расплав кремния добавляют примесь *p*-типа элементов III группы, например бора. Атом бора имеет три электрона на внешней электронной оболочке, на один электрон меньше, чем атом кремния, который он замещает. Положительный заряд, обра-

зовавшийся из-за отсутствия электрона, получил название дырки. Поэтому примеси p -типа называются *акцепторными примесями*.

Электроны и дырки могут свободно передвигаться по объему полупроводника. Электрон может занимать место дырки. Этот процесс называется *рекомбинацией*. Однако на месте прежнего пребывания электрона возникает новая дырка. Под действием электрического поля электроны движутся в одном направлении, а дырки — в противоположном¹.

1.2. ПЕРЕХОДЫ В ПОЛУПРОВОДНИКАХ

Полупроводниковые приборы изготавливаются из исходных базовых пластин p - или n -типа, на которые наносятся легирующие слои, содержащие одну или несколько примесей для образования p - n -переходов. P - n -переходом называют поверхность раздела между слоями, имеющими проводимость противоположного знака. Для получения представления о конструкции современного солнечного элемента со слоем

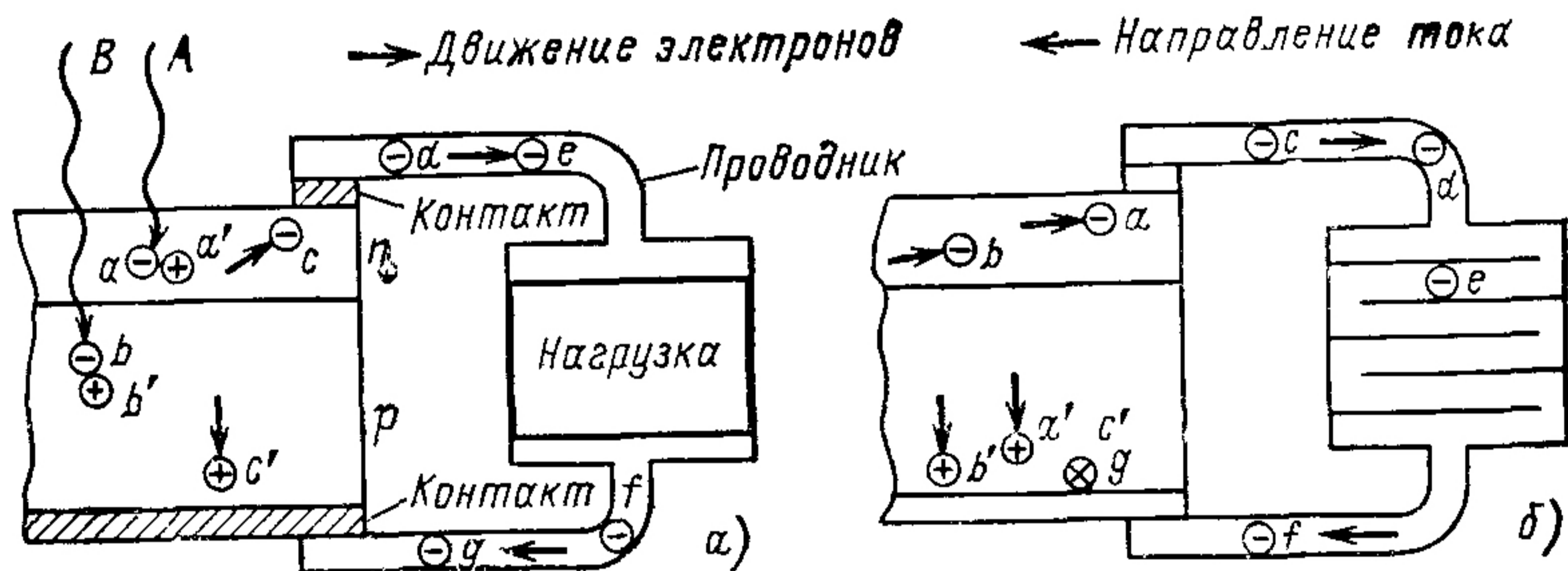


Рис 1.1. Генерирование электрического тока солнечным элементом (элемент дан в разрезе):

a — фотоны A и B образовали электронно-дырочные пары aa' и bb' . Электрон c и дырка c' , образованные предыдущим фотоном, движутся к контактам солнечного элемента. Электроны d, e, f и g перемещаются по внешней цепи, образуя электрический ток; b — дырка, образованная фотоном A , прошла через переход и направляется к положительному контакту. Электрон, образованный фотоном B , также прошел через переход и движется к отрицательному контакту. Электрон c перешел из полупроводника в проводник. Электрон g перешел в полупроводник и рекомбинировал с дыркой c' .

n -типа, созданным в поверхностном слое базовой пластины p -типа, рассмотрим полупроводниковый кристалл, содержащий p - n -переход, схематически показанный на рис. 1.1. Области p и n кремниевого солнечного элемента состоят из кремния с собственной проводимостью. Проводимость p -типа создается в процессе выращивания кристалла кремния добавлением относительно небольшого количества элемента III группы в расплав. n -Область образуется в процессе формирования перехода диффузионным способом. При диффузии пластинки материала p -типа (для изготовления солнечных элементов) помещают при повышенной

¹ См. [1* — 5*] — Прим. ред. пер.

температуре в среду, содержащую элемент V группы. Примеси n -типа, диффундирующие с поверхности в глубь материала базовой пластины, замещают кремний в кристаллической решетке и за счет большей, чем у примеси p -типа, концентрации изменяют тип проводимости. Изменение проводимости материала с p -типа на n -тип происходит в области перехода толщиной менее 1 мкм. p - n -Переход является идеализированным электрическим понятием, не отражающим все особенности реального физического перехода от материала p -типа к материалу n -типа. Лишь какая-то часть реального перехода подчиняется теоретическим закономерностям, выведенным для идеального p - n -перехода.

Изготовление солнечного элемента завершается созданием металлических контактов на полупроводниковых слоях. Неосвещенный солнечный элемент проводит электрический ток, поступающий от внешнего источника, только в одном направлении. Следовательно, любым полупроводниковым p - n -переходом можно определять полярность источника питания. Это свойство p - n -переходов используется, например, в выпрямительных диодах.

1.3. РАБОТА СОЛНЕЧНОГО ЭЛЕМЕНТА

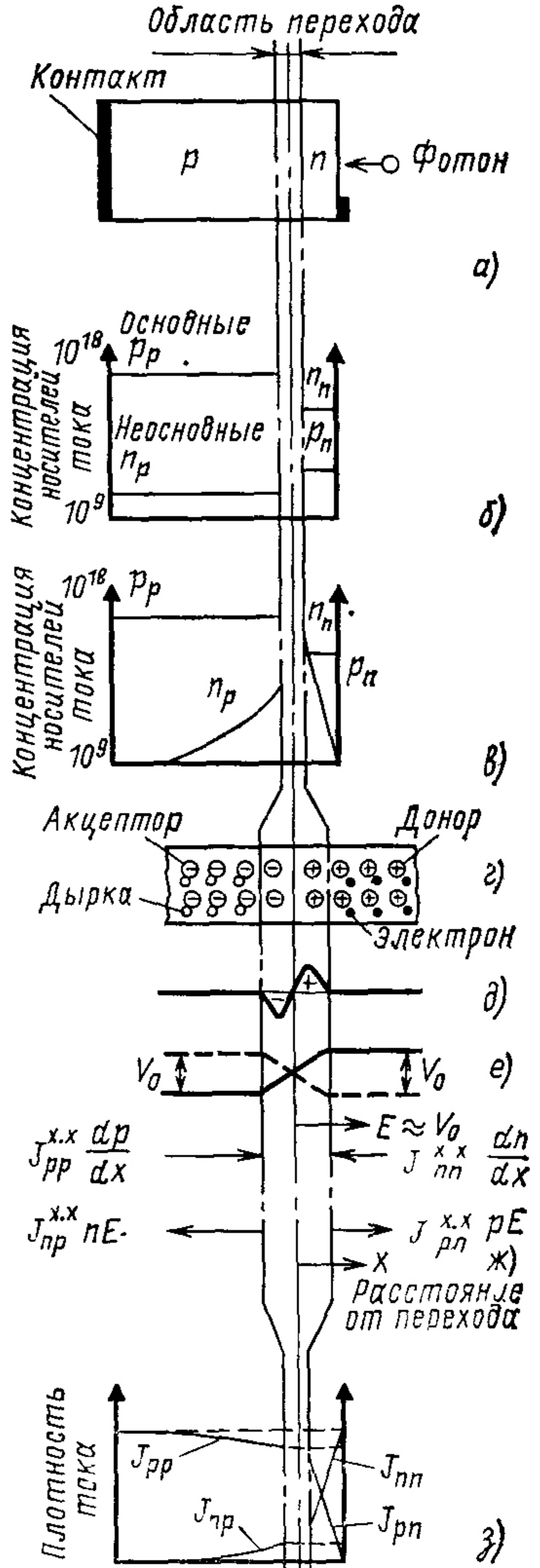
Пусть солнечный элемент, описанный выше, освещается солнечным светом. Фотоны с различной энергией будут поглощаться в полупроводниковом материале на различной глубине (см. рис. 1.1). На рисунке показана также внешняя нагрузка (например, сопротивление), присоединенная к контактам элемента. На данном рисунке реальные пропорции сильно изменены для большей наглядности. В верхней части рисунка фотоны A и B выбили электроны из соответствующих атомов полупроводника. Фотон A имеет большую энергию (меньшую длину волны), чем фотон B . На месте выбитых электронов образовались две электрические вакансии — дырки. В этом случае говорят, что фотоны образовали электронно-дырочные пары. Теперь электроны и дырки могут двигаться по материалу полупроводника под действием электрических полей, образовавшихся в материале под влиянием p - n -перехода. Электроны притягиваются n -областью, а дырки — p -областью. Следовательно, структура солнечного элемента играет роль помпы, как бы перекачивающей электроны в n -область через внешнюю нагрузку и обратно к контакту с p -областью. На поверхности раздела контакт — p -область полупроводника электроны занимают место дырок, т. е. рекомбинируют, при этом они становятся электрически нейтральными до тех пор, пока новый фотон снова не разделит их на электронно-дырочную пару.

1.4. ОСНОВНОЕ УРАВНЕНИЕ

Теоретическая модель солнечного элемента получается из уравнений физики твердого тела. Этот вывод достаточно громоздок и приводит к моделям, которые представляют интерес в основном только для исследователя, работающего непосредственно в области солнечных

Рис. 1.2. Диаграммы p - n -перехода:

а — разрез полупроводникового солнечного элемента с p - n -переходом; *б* — распределение концентрации дырок и электронов в n - и p -слоях солнечного элемента при отсутствии в элементе области перехода; *в* — действительная концентрация дырок и электронов в солнечном элементе с p - n -переходом (в темноте и при отсутствии обратного напряжения смещения), *г* — неподвижные отрицательные заряды в p -области и неподвижные положительные заряды в n -области, образующие область объемного заряда; *д* — распределение заряда в области объемного заряда, *е* — электростатический потенциал, создающий потенциальный барьер для дырок (—) и для электронов (---); *ж* — составляющие тока через переход (x — расстояние от перехода); *з* — суммарный ток через переход (---), равный сумме электронного и дырочного токов. J_{pp} — дрейфовый дырочный ток, J_{np} — диффузионный электронный ток (обусловленный инжекцией неосновных носителей); J_{nn} — дрейфовый электронный ток, J_{pn} — диффузионный дырочный ток (обусловленный инжекцией неосновных носителей)



элементов. Однако для тех, чья работа связана с использованием солнечных элементов, интерес представляет принцип работы солнечного элемента. Поэтому ниже приведены только наиболее существенные элементы вывода математической модели солнечного элемента и соответствующая терминология из области полупроводников.

Рассмотрим p - n -переход, описанный в § 1.2 (рис. 1.2,а). При температурах выше 0 К температурные колебания атомной решетки приводят к появлению подвижных (т. е. свободных) электронов и дырок в материале как p -типа, так и n -типа. Эти свободные электроны и дырки движутся хаотически. Благодаря легированию примесями концентрация свободных дырок p_p в материале p -типа намного больше их концентрации p_n в материале n -типа, а концентрация свободных электронов n_n в материале n -типа намного выше их концентрации n_p в материале p -типа (рис. 1.2). Поэтому дырки в материале p -типа и электроны в материале n -типа называются *основными носителями*, а дырки в материале n -типа и электроны в материале p -типа — *неосновными носителями*. Принцип действия диодов и солнечных элементов с p - n -пе-

реходами зависит от неосновных носителей, поэтому их относят к приборам, работающим на неосновных носителях заряда.

Поскольку по обе стороны перехода имеется избыток носителей (т. е. дырок и электронов) (рис. 1.2,б), в переходе существует градиент концентрации дырок dn/dx , который стремится вызвать диффузию дырок из p -области в n -область. Точно так же вследствие наличия градиента концентрации электронов dn/dx электроны стремятся диффундировать из n -области в p -область. Диффузионные токи (точнее, плотности диффузионных токов) электронов J_n и дырок J_p определяются следующим образом:

$$J_p = -eD_p dp/dx \text{ и } J_n = -eD_n dn/dx,$$

где e — заряд электрона, а D_p и D_n — коэффициенты диффузии (зависят от свойств материала) дырок p и электронов n соответственно. (Знак минус обозначает, что ток на рис. 1.2 направлен справа налево.)

Действительная концентрация дырок в материале n -типа, так же как и концентрация электронов в материале p -типа, уменьшается с удалением от перехода (рис. 1.2,в) вследствие процесса рекомбинации. Период времени с момента инжекции носителя в ту область материала, где он является неосновным, до момента его рекомбинации с основным носителем называется *временем жизни τ неосновного носителя*, а расстояние, проходимое им за этот период, — *диффузионной длиной*. Время жизни τ связано с диффузионной длиной L уравнением

$$L_p = \sqrt{D_p \tau_p}; \quad L_n = \sqrt{D_n \tau_n}.$$

Основными процессами, происходящими в солнечном элементе, являются инжекция неосновных носителей с использованием энергии падающих на поверхность элемента фотонов солнечного света, образование электронно-дырочных пар и собирание неосновных носителей. Число фотонов, падающих на единицу площади в единицу времени (т. е. плотность потока излучения), рассматривается как уровень инжекции.

В результате протекания диффузионных токов через область перехода в p -области появляются благоприятные условия для рекомбинации свободных электронов, которые поступают в большом числе из n -области. Соответственно дырки, поступающие из p -области, рекомбинируют с электронами в n -области. Вследствие этого рекомбинационного процесса область перехода становится обедненной свободными электронами и дырками. Поэтому область перехода называют также *областью объемного заряда* или *обедненной областью* (рис. 1.2,г). Электрические заряды неподвижных ионов в области объемного заряда создают электростатический потенциал, который препятствует протеканию диффузионных токов. Этот электростатический потенциал V_0 , называемый *потенциальным барьером*, вызывает дрейф дырок из материала n -типа в материал p -типа и дрейф электронов в противоположном на-

правлении (рис. 1.2,е). Это следует также и из того, что некоторый объем вещества, находящийся в равновесии с окружающей средой, должен быть электрически нейтральным. Выражение для дрейфового тока (протекающего в направлении, противоположном диффузионному току) для электронов (n) и дырок (p) соответственно имеет вид:

$$J_n = n e \mu_n V_0 \text{ и } J_p = p e \mu_p V_0,$$

где μ_n , μ_p — подвижность электронов и дырок соответственно. Подвижность является постоянной величиной для материала и связана с постоянными диффузии уравнением Эйнштейна

$$D_p / \mu_p = D_n / \mu_n = kT / e,$$

где k — постоянная Больцмана; T — абсолютная температура и e — заряд электрона.

Динамическое равенство диффузии и дрейфа дырок и электронов в любой момент времени t и на любом расстоянии x от рассматриваемого p - n -перехода должно соответствовать принципу сохранения заряда (рис. 1.2,ж). Этот принцип выражается уравнением сохранения заряда, или уравнением непрерывности для дырок в n -области (подобное уравнение можно записать и для электронов в p -области):

$$\frac{\partial p_n}{\partial t} = -\frac{p_n - p_{n0}}{\tau_p} + D_p \frac{\partial^2 p_n}{\partial x^2} - \mu_p \frac{\partial (p_n V_0)}{\partial x}.$$

Из этого уравнения следует, что увеличение концентрации неосновных носителей — дырок в материале n -типа, происходящее вследствие протекания всех процессов на некотором расстоянии x за момент времени t (левая часть уравнения), равняется суммарной концентрации инжектированных извне (вследствие приложения обратного напряжения смещения или освещения элемента) дырок и концентрации дырок p_{n0} , находящихся в состоянии теплового равновесия, плюс дырочные составляющие диффузионных и дрейфовых токов.

Для решения уравнения непрерывности (неосвещенного элемента) необходимо иметь два граничных условия. Одно из них заключается в том, что концентрация инжектированных дырок снижается с удалением от перехода, т. е. $p_n(x) \rightarrow 0$ при $x \rightarrow \infty$. В качестве другого граничного условия можно взять зависимость концентрации дырок $p_n(0)$ на переходе (т. е. при $x=0$) от концентрации дырок (неосновных носителей) p_{n0} , находящихся в состоянии теплового равновесия, и внешнего приложенного напряжения V :

$$p_n(0) = p_{n0} \exp(eV/kT).$$

Это уравнение и аналогичное ему уравнение для электронов являются основными уравнениями теории, описывающей эффекты выпрямления тока полупроводниковыми p - n -переходами. Используя указанные выше граничные условия при решении уравнения непрерывности и учитывая, что суммарный ток через элемент должен при любом x иметь

постоянное значение, диодное уравнение (для постоянного тока) представим в виде

$$J = J_0 [\exp (eV/kT) - 1],$$

где плотность тока насыщения определяется уравнением

$$J_0 = eD_p p_{n0}/L_p + eD_n n_{p0}/L_n.$$

Можно показать, что зависимость плотности тока насыщения от температуры имеет вид:

$$J_0(T) = eA_0 (D_p/N_d L_p + D_n/N_a L_n).$$

Здесь N_d и N_a — концентрации доноров и акцепторов соответственно, а V_d и A_0 — величины, постоянные для данного полупроводникового материала.

Решение уравнения непрерывности для освещенного $p-n$ -перехода приводит к получению дополнительного члена в диодном уравнении, который учитывает концентрацию неосновных носителей, инжектированных светом (т. е. дырок в материале n -типа и электронов в материале p -типа). Эти генерированные светом неосновные носители составляют фототок J_ϕ (плотность фототока J_ϕ), который может протекать во внешней электрической цепи. В этом случае уравнение для полного тока (для единицы площади) имеет вид:

$$J = J_\phi - J_0 [\exp (eV/kT) - 1].$$

На основании этого теоретического уравнения можно построить эквивалентную идеализированную электрическую цепь (рис. 1.3). Источник тока создает ток фотонов J_ϕ , зависящий от уровня инжекции (т. е. от плотности потока излучения); в свою очередь вольт-амперная характеристика элемента (зависимость

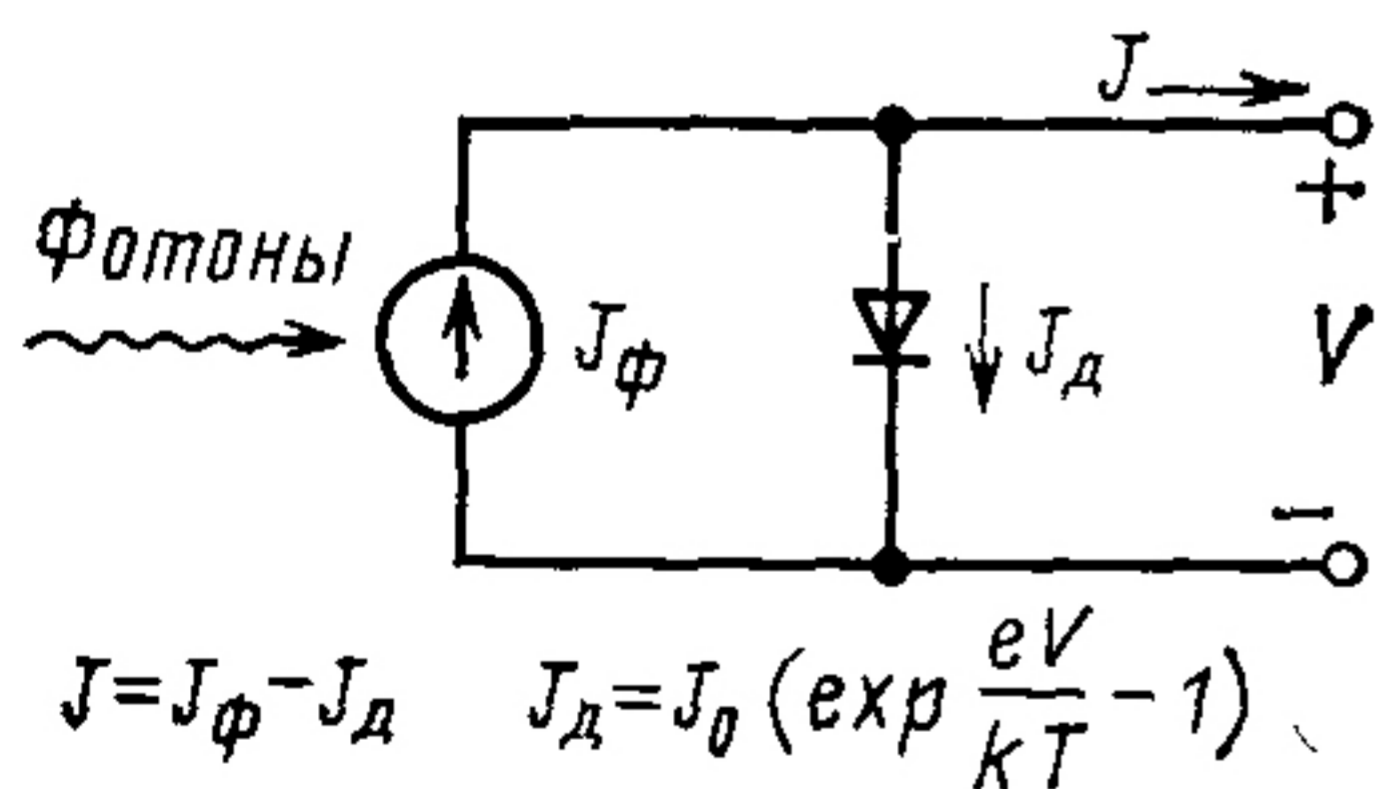


Рис 1.3. Идеализированная модель солнечного элемента

плотности тока от напряжения) определяется величиной J_ϕ и плотностью тока J_d , протекающего через идеализированный $p-n$ -переход при определенной абсолютной температуре T и напряжении на выходе V .

Величина $p_n(0)$ [значение $p_n(x)$ при $x=0$] в уравнении не-

прерывности представляет собой концентрацию дырок в материале n -типа, обусловленную либо приложением внешнего прямого напряжения смещения, либо инжекцией дырок — неосновных носителей, в n -область солнечного элемента при попадании в нее фотонов света. Как только к переходу прикладывается прямое напряжение смещения или на него падает свет, что приводит к уменьшению потенциального барьера $p-n$ -перехода в прямом направлении, внутреннее электрическое поле (см. рис. 1.2,з) вызывает дрейф дырок из p -области в n -область. После этого дрейфовый дырочный ток становится в материале n -типа током

инжектированных дырок. Аналогично дрейфовый электронный ток в материале n -типа становится в материале p -типа током инжектированных электронов. При любом значении x сумма электронного и дырочного токов равняется суммарной плотности тока J (см рис. 1.2,з).

Дырки, достигнув перехода (J_{pp} на рис. 1.2,з), частично рекомбинируют с инжектированными электронами (J_{np}), снижая тем самым суммарную плотность тока J . В производстве солнечных элементов немалые усилия прилагаются для уменьшения подобной рекомбинации и максимального увеличения выходного тока элемента J . Большие значения диффузионной длины L и продолжительное время жизни неосновных носителей τ способствуют уменьшению потерь, вызываемых рекомбинацией. Кроме того, облучение заряженными частицами приводит к появлению дефектов кристалла, что уменьшает эффективную диффузионную длину и время жизни неосновных носителей. Величина эффективной диффузионной длины также невелика, когда толщина базовой области элемента (практически толщина всего элемента) не превышает среднего значения диффузионной длины. Этим объясняется уменьшение величины тока короткого замыкания у элементов малой толщины, а также то, что толщина современных кремниевых солнечных элементов обычно меньше или равна 350 мкм

1.5. МОДЕЛЬ СОЛНЕЧНОГО ЭЛЕМЕНТА ПРИ ПРОТЕКАНИИ ПОСТОЯННОГО ТОКА

На основании основного уравнения солнечного элемента, приведенного выше, нельзя построить вольт-амперную характеристику солнечного элемента с точностью, достаточной для инженерных расчетов. Исследования влияния различных условий на выходные характеристики солнечного элемента привели к включению в уравнение солнечного элемента трех дополнительных параметров: A , R_{Π} и $R_{\text{ш}}$ (рис. 1.4):

$$I_{\text{н}} = I_{\text{ф}} - I_{\text{о.н}} \left\{ \exp \left[\frac{e(V + I_{\text{н}}R_{\Pi})}{AkT} \right] - 1 \right\} - \frac{V}{R_{\text{ш}}}, \quad (1.1)$$

где A — коэффициент, полученный при сравнении теоретической и экспериментальной кривых вольт-амперной характеристики, принимает зна-

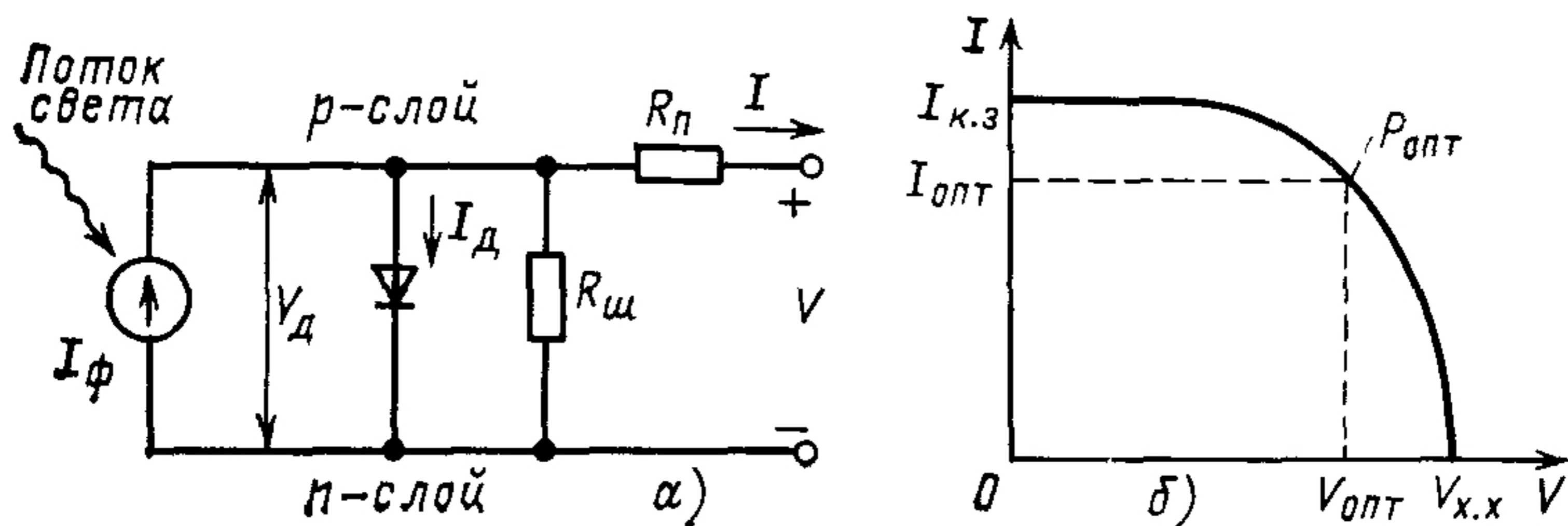


Рис. 1.4. Эквивалентная схема (а) и вольт-амперная характеристика (б) солнечного элемента

чения от 1 до 5; R_{Π} — последовательное сопротивление солнечного элемента; $R_{\text{ш}}$ — шунтовое сопротивление солнечного элемента; $I_{\text{в}}$ — нагрузки или выходной ток солнечного элемента; $I_{\text{ф}}$ — фототок, протекающий через переход; $I_{\text{о.в}}$ — обратный ток насыщения.

Рассмотренная модель солнечного элемента широко используется при анализе солнечных элементов и батарей, однако характеристики, полученные на основании этой модели, имеют незначительные, но порой нежелательные отклонения от характеристики реального солнечного элемента. Одна из причин этих отклонений — трудность точного измерения последовательного сопротивления элемента (см. § 4.26). Поэтому были разработаны более детальные модели солнечных элементов, рассмотренные ниже. В настоящее время не существует ни одной модели, точно описывающей все существующие солнечные элементы во всех диапазонах изменения температуры, интенсивности освещения и степени радиационного повреждения.

Сумма $V + I_{\text{в}}R_{\Pi}$ в уравнении (1.1) иногда заменяется разностью $V - I_{\text{в}}R_{\Pi}$. Этот член представляет собой диодное напряжение $V_{\text{д}}$, падающее на самом солнечном элементе. Величина этого напряжения больше выходного напряжения элемента V , когда солнечный элемент отдает энергию внешней нагрузке. Если направление тока в модели солнечного элемента принять такое, как на рис. 1.4, тогда $V_{\text{д}} = (V + I_{\text{в}}R_{\Pi})$. Если же направление тока обратное, то знак в выражении изменится, т. е. $V_{\text{д}} = (V - I_{\text{в}}R_{\Pi})$.

1.6. МОДЕЛЬ СОЛНЕЧНОГО ЭЛЕМЕНТА С РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ ПАРАМЕТРАМИ

В большинстве солнечных элементов p - n -переход, последовательное сопротивление и другие параметры элемента распределены на относительно большой площади, что приводит к появлению в приборе градиентов напряжения и переменных величин плотности тока. Была разработана модель первого приближения, в которой солнечный элемент разбивался на две части с сосредоточенными параметрами (рис. 1.5) [1]. Было обнаружено, что первые элементы с базой n -типа, так же как и современные элементы с базой p -типа, имеют две четко различающиеся основные характеристики p - n -перехода, что объясняется влиянием диффузии и рекомбинации неосновных носителей.

С помощью теории переходных процессов и других методов было разработано много более сложных моделей солнечных элементов с распределенными параметрами, используемых, главным образом, при расчетах сплошных и гребенчатых контактов к солнечным элементам [3] на оптимальную геометрию.

Ни одна из моделей с распределенными параметрами не пригодна для практического анализа работы солнечного элемента или батареи, так как почти все параметры солнечного элемента изменяются с изме-

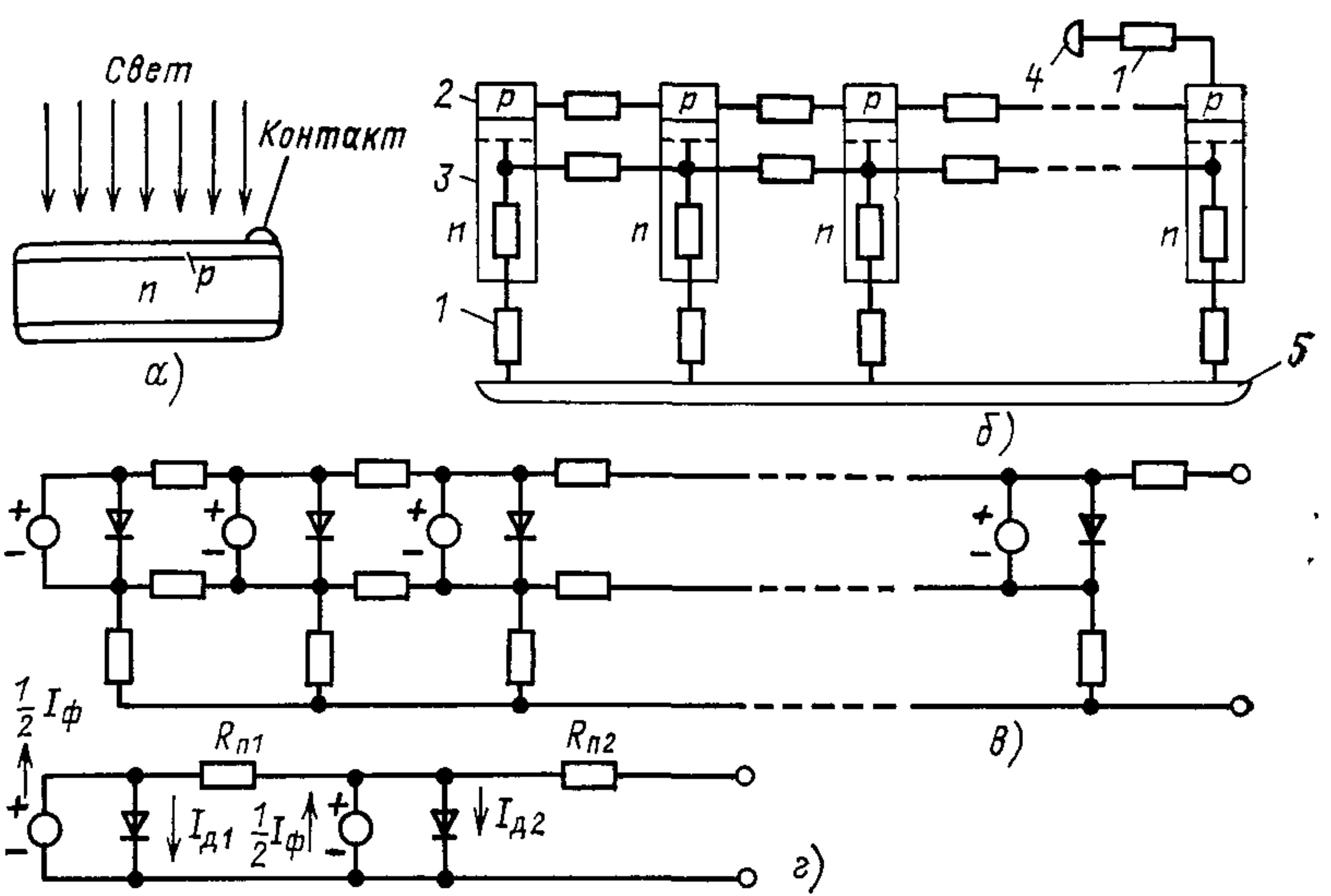


Рис. 1.5. Модели солнечного элемента:

a — солнечный элемент с базой *n*-типа; *б* — электрическая модель: 1 — сопротивление контакта; 2 — слоевое сопротивление *p*-слоя; 3 — объемное сопротивление *n*-слоя; 4 — положительный контакт; 5 — отрицательный контакт; *в* — модель с распределенными параметрами; *г* — модель с сосредоточенными параметрами

нением температуры, интенсивности освещения и степени радиационного повреждения и очень трудно измерить параметры $I_{o,n}$, A и R_{Π} во всех представляющих интерес диапазонах.

1.7. АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОБРАБОТКИ НА ЭВМ

Аналитические выражения для вольт-амперных характеристик солнечного элемента выведены, главным образом, на основании модели солнечного элемента, описанной в § 1.5. Уравнение изменяется таким образом, что ЭВМ получает возможность определить для каждого конкретного случая коэффициент A , используя экспериментальные значения. Ниже приведены три типичные модели.

Модель 1. Перепишем модель солнечного элемента, описанную уравнением (1.1), следующим образом:

$$I_{\text{н}} = I_{\phi} - I_{o,n} \{ \exp [k_0 (V + R_{\Pi} I_{\text{н}})] - 1 \} - V / R_{\text{ш}}, \quad (1.2)$$

где $k_0 = e / AkT$; $I_{o,n}$ — обратный ток насыщения для идеальной диодной характеристики.

Решим уравнение (1.2) относительно V :

$$V = R_{\text{ш}} (I_{\phi} - I_{\text{н}} - I_{o,n} \{ \exp [k_0 (V + I_{\text{н}} R_{\Pi})] - 1 \}). \quad (1.3)$$

Теперь определим следующие параметры:

$$v = V/V_{x,x}; \quad i_n = I_n/I_{k,z}; \quad i_{o,n} = I_{o,n}/I_{k,z}; \quad i_\phi = I_\phi/I_{k,z};$$

$$r_{ш} = R_{ш}I_{k,z}/V_{x,x}; \quad r_{п} = R_{п}I_{k,z}/V_{x,x}, \quad \alpha = k_0V_{x,x},$$

и подставим их в уравнение (1.3), где $V_{x,x}$, $I_{k,z}$ и $R_{ш}$ определены в § 1.5. В результате имеем следующую систему уравнений:

$$\left. \begin{aligned} v &= r_{ш}(i_\phi - i_n - i_{o,n} \{ \exp [\alpha(v + r_{п}i_n)] - 1 \}); \\ i_n &= i_\phi - \frac{v}{r_{ш}} - i_{o,n} \{ \exp [\alpha(v + r_{п}i_n)] - 1 \}. \end{aligned} \right\}$$

Поскольку $i_n = 0$ при $v = 1$ и $v = 0$ при $i_n = 1$, то уравнения примут вид:

$$1 = r_{ш}[i_\phi + i_{o,n} - i_{o,n} \exp(\alpha)]; \quad 1 = i_\phi + i_{o,n} - i_{o,n} \exp(\alpha r_{п}).$$

Следовательно, необходимо выбрать только три независимых параметра. Для удобства в качестве независимых параметров были выбраны $r_{п}$, $r_{ш}$ и α , а i_ϕ и $i_{o,n}$ определялись из уравнений

$$i_{o,n} = \frac{r_{ш} - 1}{r_{ш}} \left[\frac{1}{\exp(\alpha) - \exp(\alpha r_{п})} \right];$$

$$i_\phi = 1 + i_{o,n} [\exp(\alpha r_{п}) - 1].$$

Таким образом, для определения трех параметров $r_{п}$, $r_{ш}$ и α надо знать только три точки нормализованной вольт-амперной характеристики. Зная эти три параметра и измерив $I_{k,z}$ и $V_{x,x}$, можно вывести полную математическую модель, основанную на уравнении (1.2). Все эти пять параметров являются функциями температуры и должны определяться на основании экспериментальных данных.

Модель 2. Пренебрежем членом $V/R_{ш}$ в уравнении (1.1) и уточним уравнение (1.2), проводя замену переменных. Пусть $K_1V_{x,x} = AkT/e$, $K_2I_{k,z} = I_{o,n}$ и $I_\phi = I_{k,z}$, тогда

$$I_n = I_{k,z} - I_{k,z}K_2 \left[\exp\left(\frac{V + I_nR_{п}}{K_1V_{x,x}}\right) - 1 \right]. \quad (1.4)$$

Выражение для выходной мощности солнечного элемента с учетом рис. 1.4 и уравнения (1.4) запишем в виде

$$P_n = I_nV = VI_{k,z} \left\{ 1 - K_2 \left[\exp\left(\frac{V + I_nR_{п}}{K_1V_{x,x}}\right) - 1 \right] \right\}. \quad (1.5)$$

В точке, где мощность элемента максимальна, $V = V_{опт}$, $I_n = I_{опт}$ и $dP/dV = 0$. Кроме того,

$$\frac{dP}{dV} = I_{k,z} \left\{ 1 - K_2 \exp\left(\frac{V_{опт} + I_{опт}R_{п}}{K_1V_{x,x}}\right) - 1 \right\} -$$

$$- K_2I_{k,z}V_{опт} \left[\exp\left(\frac{V_{опт} + I_{опт}R_{п}}{K_1V_{x,x}}\right) \right] \frac{1}{K_1V_{x,x}} \left(1 + R_{п} \frac{dI_n}{dV} \right). \quad (1.6)$$

Из уравнения (1.4) находим

$$\frac{dI_H}{dV} = -\frac{K_2 I_{к.з}}{K_1 V_{х.х}} \exp\left(\frac{V + I_H R_{\Pi}}{K_1 V_{х.х}}\right) / \left[1 + \frac{R K_2 I_{к.з}}{K_1 V_{х.х}} \exp\left(\frac{V + I_H R_{\Pi}}{K_1 V_{х.х}}\right)\right]. \quad (1.7)$$

Преобразуя уравнение (1.7) для точки с максимальной мощностью, подставляя результат в уравнение (1.6) и деля его на $I_{к.з}$, получаем:

$$0 = K_2 + 1 - K_2 \exp\left(\frac{V_{\text{опт}} + I_{\text{опт}} R_{\Pi}}{K_1 V_{х.х}}\right) - \frac{V_{\text{опт}} K_2}{K_1} \left[\frac{1}{V_{х.х} \exp\left(\frac{V_{\text{опт}} - I_{\text{опт}} R_{\Pi}}{K_1 V_{х.х}}\right) + \frac{R_{\Pi} K_2 I_{к.з}}{K_1}} \right]. \quad (1.8)$$

Теперь решаем (1.4) относительно K_1 для режима холостого хода при $I_H = 0$ и $V = V_{х.х}$:

$$K_1 = \left[\ln\left(\frac{1}{K_2} + 1\right) \right]^{-1}. \quad (1.9)$$

Подставляя (1.9) в уравнение (1.8) и учитывая, что $\exp(A \ln B) = B^A$, находим:

$$0 = K - 1 - K_2 \left(\frac{1}{K_2} + 1\right)^{\lfloor V_{\text{опт}} + I_{\text{опт}} R_{\Pi} / V_{х.х} \rfloor} - \frac{V_{\text{опт}} K_2 \ln\left(\frac{1}{K_2} + 1\right)}{\left\{ V_{х.х} \left(\frac{1}{K_2} + 1\right)^{\lfloor (-V_{\text{опт}} - I_{\text{опт}} R_{\Pi}) / V_{х.х} \rfloor} \right\} + R_{\Pi} K_2 I_{к.з} \ln\left(\frac{1}{K_2} + 1\right)}. \quad (1.10)$$

Кроме того, подставляя (1.9) в (1.4), находим

$$R_{\Pi} = V_{х.х} \left\{ \frac{\ln\left(\frac{1 + K_2 - I_{\text{опт}}(I_{к.з})}{K_2}\right)}{\ln\left[1/K_2 + 1\right]} \right\} - V_{\text{опт}} I_{\text{опт}}; \quad (1.11)$$

$$(V_{\text{опт}} + I_{\text{опт}} R_{\Pi}) / V_{х.х} = \ln\left(\frac{1}{K_2} + 1 - \frac{I_{\text{опт}}}{K_2 I_{к.з}}\right) / \ln\left(\frac{1}{K_2} + 1\right). \quad (1.12)$$

Подставляя (1.12) в (1.10), получаем выражение для K_2 в функции $I_{к.з}$, $I_{\text{опт}}$ и $V_{х.х}$:

$$\frac{I_{\text{опт}}}{I_{к.з}} - \frac{\left(\frac{V_{\text{опт}}}{V_{х.х}}\right) \times \left[\frac{1}{1 + K_2 - (I_{\text{опт}}/I_{к.з})} \right] - \frac{I_{к.з}}{I_{\text{опт}}} \left[\frac{V_{\text{опт}}}{V_{х.х}} \ln\left(\frac{1}{K_2} + 1\right) - \times \ln\left(\frac{1}{K_2} + 1\right) \right]}{-\ln\left(\frac{1}{K_2} + 1 - \frac{I_{\text{опт}}}{K_2 I_{к.з}}\right)} = 0. \quad (1.13)$$

Уравнение (1.13) нельзя решить в общем виде относительно K_2 , однако с помощью обычных методов можно получить ряд частных решений. Уравнение (1.13) имеет несколько корней, поэтому необходимо выбрать правильное значение K_2 , которое обычно соответствует наименьшему абсолютному значению R_{Π} . В уравнениях (1.9) и (1.11) R_{Π} и K_1 представлены как функции K_2 . Искомая модель окончательно получается при подстановке различных значений K_1 , K_2 и R_{Π} из уравнений (1.9), (1.11), (1.13) соответственно в (1.4), которое является уравнением вольт-амперной характеристики солнечного элемента. Для полного описания модели надо знать четыре параметра солнечного элемента: $I_{к.з}$, $I_{опт}$, $V_{опт}$ и $V_{х.х}$. Методы учета изменения этих величин при вариациях температуры, интенсивности освещения и дозы облучения приведены в § 1.30.

Модель, описываемая уравнением (1.4), справедлива только для прямой ветви вольт-амперной характеристики солнечного элемента. При приложении к элементу обратного напряжения смещения происходит лавинный пробой. Эта часть характеристики солнечного элемента не контролируется при производстве солнечных элементов, поэтому обычно существует значительный разброс значений напряжений пробоя солнечных элементов. Уравнение (1.14) является общей моделью для всей вольт-амперной характеристики. Для обычного элемента $V_{пр}=30$ В, $B=15$ и

$$I_{\text{н}} = I_{\text{к.з}} \left\{ 1 - K_2 \left[\exp \left(\frac{V + I_{\text{н}} R_{\Pi}}{K_1 V_{\text{х.х}}} \right) - 1 \right] + K_2 \exp \left(\frac{-V - V_{\text{пр}}}{BK_1 V_{\text{х.х}}} \right) \right\}. \quad (1.14)$$

Явление лавинного пробоя особенно важно учитывать при проектировании высоковольтных солнечных батарей. Погрешность данной модели при работе элемента на прямой ветви вольт-амперной характеристики в диапазоне температур окружающей среды от 10 до 90 °С и при дозе излучения в диапазоне от 0 до 10^{15} 1 МэВ·электрон/см² составляет менее 2 %.

Модель 3. Вольт-амперная характеристика солнечного элемента описывается следующим уравнением:

$$I_{\text{н}} = I_{\text{к.з}} (1 - C_1 \{ \exp [V / (C_2 V_{\text{х.х}})] - 1 \}), \quad (1.15)$$

где

$$C_1 = [1 - (I_{\text{опт}} / I_{\text{к.з}})] \{ \exp [-V_{\text{опт}} / (C_2 V_{\text{х.х}})] \}; \quad (1.16)$$

$$C_2 = [(V_{\text{опт}} / V_{\text{х.х}}) - 1] [\ln (1 - I_{\text{опт}} / I_{\text{к.з}})]^{-1}. \quad (1.17)$$

При плотности потока солнечного излучения, превышающей значение двух солнечных постоянных, уравнение (1.15) дает большую погрешность. Экспериментально установлено, что наилучшее приближение при высоких интенсивностях освещения можно получить, используя следующее уравнение:

$$I_{\text{н}} = K_6 - [\exp (K_4 V^m - K_5)]. \quad (1.18)$$

Выразив константы через три характеристические точки солнечного элемента, получим

$$I_{\text{н}} = I_{\text{к.з}} \{1 - C_3 [\exp(C_4 V^m) - 1]\}. \quad (1.19)$$

Постоянные величины определяются уравнениями

$$m = [\ln(C_5/C_6)] / [\ln(V_{\text{опт}}/V_{\text{х.х}})]; \quad (1.20)$$

$$C_4 = C_6 / (V_{\text{х.х}})^m; \quad (1.21)$$

$$C_5 = \ln\{[I_{\text{к.з}}(1 + C_3) - I_{\text{опт}}] / (C_3 I_{\text{к.з}})\}; \quad (1.22)$$

$$C_6 = \ln[(1 + C_3) / C_3]. \quad (1.23)$$

Постоянную C_3 нельзя выразить через характеристические точки, но методом подбора было определено, что наименьшая погрешность в рассматриваемом диапазоне интенсивности освещения и температуры получается при $C_3 = 0,01175$. При подстановке этого значения в выражения для остальных постоянных получаем

$$m = [\ln(C_5/4,46)] / [\ln(V_{\text{опт}}/V_{\text{х.х}})]; \quad (1.24)$$

$$C_4 = 4,46 / (V_{\text{х.х}})^m; \quad (1.25)$$

$$C_5 = \ln[(1,01175 I_{\text{к.з}} - I_{\text{опт}}) / 0,01175 I_{\text{к.з}}]; \quad (1.26)$$

$$C_6 = 4,46. \quad (1.27)$$

1.8. НЕАНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ЭВМ

Для расчетов, производимых на ЭВМ, не требуется иметь аналитическое выражение для вольт-амперной характеристики солнечного элемента. В память ЭВМ можно ввести множество дискретных точек вольт-амперной характеристики, описывающих плавную вольт-амперную кривую. Эти множества точек можно экстраполировать для тех рабочих условий элемента, для которых отсутствуют экспериментальные данные.

1.9. ВЫБОР АДЕКВАТНОЙ МОДЕЛИ

Любая модель солнечного элемента, используемая при машинном анализе солнечной батареи, должна отвечать следующим требованиям:

1) с достаточной точностью описывать вольт-амперную характеристику элемента в рассматриваемом диапазоне температуры и освещенности и в зависимости от влияния окружающей среды;

2) позволять с достаточной точностью преобразовывать вольт-амперные характеристики элементов, что необходимо для прогнозирования работы батареи в особых условиях.

Понятие *рассматриваемый диапазон* и численное выражение *достаточной точности* для каждой конкретной программы имеют свое значение. В общем случае под *достаточной точностью* анализа подразумевается тот вариант, когда возможная погрешность, допущенная при

анализе, не выходит за пределы конструктивного допуска. При исследовании выходной мощности точность анализа должна быть наибольшей в точке максимальной выходной мощности и может быть снижена в конце вольт-амперной характеристики, т. е. в точках $I_{к.з}$ и $V_{х.х}$. Однако при проектировании размеров электронной регулирующей аппаратуры может потребоваться бóльшая точность при определении $I_{к.з}$ и $V_{х.х}$, чем при определении $P_{опт}$. Если одна модель солнечного элемента не может (с достаточной точностью) описать полностью вольт-амперную характеристику элемента, то можно получить нужный результат с помощью дополнительных вычислений с небольшим изменением исходных данных.

Наивысшая точность машинного анализа получается обычно при анализе тех условий работы, для которых исходные данные программы получены экспериментально. При использовании таких данных ожидаемая погрешность анализа может быть менее 0,1 %. При экстраполяции граничных точек рассматриваемого диапазона, для которых отсутствуют экспериментальные данные, погрешность увеличивается до $\pm 1\%$, а в отдельных случаях — до $\pm 10\%$. Ввиду того что реальные погрешности сильно зависят от типа ЭВМ, программы и различных случайностей, необходимо определить наиболее вероятную точность проводимого анализа.

1.10. МОДЕЛЬ ЭЛЕМЕНТА, УЧИТЫВАЮЩАЯ ПЕРЕМЕННУЮ СОСТАВЛЯЮЩУЮ ТОКА

В общем случае решение уравнения непрерывности, которое выражено в виде диодного уравнения для постоянного тока (см. § 1.5), является комплексным и содержит постоянную и переменную составляющие [4]. Выражение для переменной составляющей имеет вид:

$$I = (G_p + jS_p) v \exp(j\omega t),$$

где $(G_p + jS_p) = A_p$ — комплексная проводимость, обусловленная диффузией дырок в n -слой. Действительная часть G_p представляет собой активную проводимость, а мнимая часть jS_p — реактивную проводимость; v — амплитуда синусоидальной составляющей выходного напряжения элемента, накладываемая на постоянную составляющую выходного напряжения; $\exp(j\omega t) = (\cos \omega t + j \sin \omega t)$; $\omega = 2\pi f$; f — частота переменной составляющей напряжения.

Числовое значение A_p на низких частотах соответствует параллельно включенному активному сопротивлению и емкости. С увеличением частоты растут активная и реактивная проводимости, увеличиваясь приблизительно на половину порядка при возрастании частоты на порядок.

Этот факт был подтвержден экспериментально, хотя числовые значения оказались различными. Было обнаружено, что при высоких частотах появляется не предусмотренная теоретически индуктивная составляющая.

Рассмотренная выше теоретическая модель полупроводниковых переходов, учитывающая переменную составляющую тока, была применена к сплавным переходам [9], диффузионным $p-n$ -переходам, кремниевым фотодиодам [6]. На основании этого было установлено, что при малом переменном сигнале (в сравнении с величиной постоянного напряжения смещения перехода) величина переменной составляющей v_{\sim} , наложенной на постоянную составляющую $v_{=}$ выходного напряжения, записывается следующим образом:

$$v_{\sim} = \frac{eM(1-r)QAF(\alpha, \omega) \exp(j\omega t)}{Y_{\sim} + Y_{\text{н}}},$$

где M — степень модуляции уровня освещенности; ω — угловая частота модуляции уровня освещенности ($\omega = 2\pi f$); r — отражательная способность передней поверхности элементов; Q — постоянная составляющая уровня освещенности, фотон/(см²·с); A — площадь освещенной поверхности; $F(\alpha, \omega)$ — не зависящая от времени функция; Y_{\sim} — внутренняя проводимость перехода; $Y_{\text{н}}$ — проводимость нагрузки.

Для рассматриваемого частотного диапазона Y_{\sim} — суммарная проводимость параллельно соединенных R_{\sim} и C_{\sim} , так что

$$R_{\sim} = (kT/eJ_{0,\text{н}}A) \exp(-eV_{=} / kT)$$

и

$$C_{\sim} = W(SR_{\sim})^{-1},$$

где $J_{0,\text{н}}$ — плотность обратного тока насыщения; S — скорость поверхностной рекомбинации; $W = (2,46D_n/\omega_0)^{0,5}$ (ω_0 — пороговая частота перехода).

Экспериментальные исследования показали, что в фотодиодах, работающих в режиме фотоэлектрического преобразования энергии (в режиме генератора), в уравнения для R_{\sim} и C_{\sim} должны быть включены емкость перехода $C_{\text{т}}$ (измеренная при отсутствии освещения и обратного напряжения смещения) и шунтирующее сопротивление $R_{\text{ш}}$.

Для солнечных элементов должно быть добавлено еще и внутреннее последовательное сопротивление. На рис. 1.6 изображена эквивалентная схема

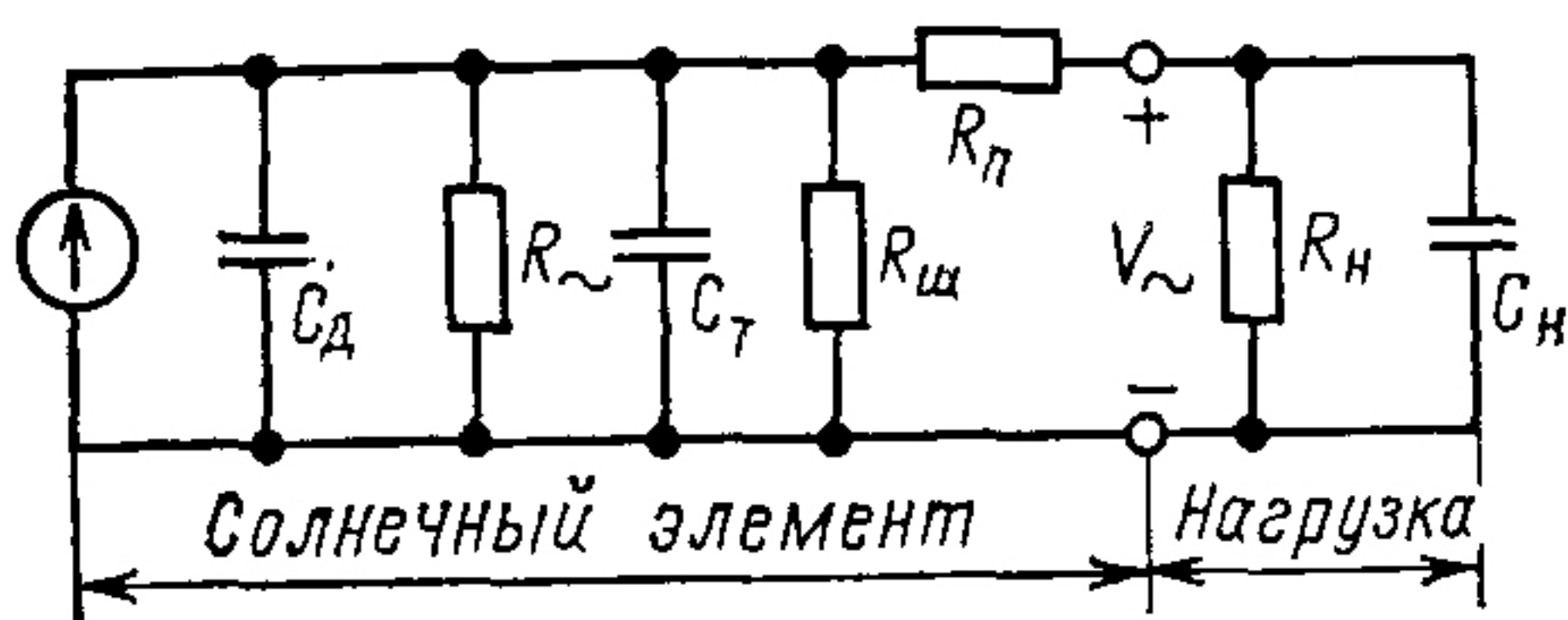


Рис. 1.6. Модель солнечного элемента, учитывающая малую переменную составляющую

солнечного элемента при малой величине переменного сигнала, включающая в себя все указанные члены.

Емкость C_{\sim} также называют диффузионной емкостью $C_{\text{д}}$. Значения $C_{\text{д}}$, $C_{\text{т}}$ и R_{\sim} зависят от уровня освещенности, температуры элемента, его рабочего напряжения, свойств материала солнечного элемента и условий обработки. Приблизительные значения параметров

Таблица 1.1. Параметры стандартных кремниевых солнечных элементов размером 2×2 см при низкочастотном переменном напряжении (плотность потока излучения соответствует одной солнечной постоянной, температура элемента 28°C)

$V_{\sim}, \text{В}$	$R_{\sim}, \text{Ом}$	$R_{\text{II}}, \text{Ом}$	$R_{\text{III}}, \text{кОм}$	$C_{\text{д}}, \text{мкФ}$	$C_{\text{т}}, \text{мкФ}$
550	0,2—2	0,1—0,5	5—50	2	0,06
350	1—10	0,1—0,5	5—50	0,2	0,06

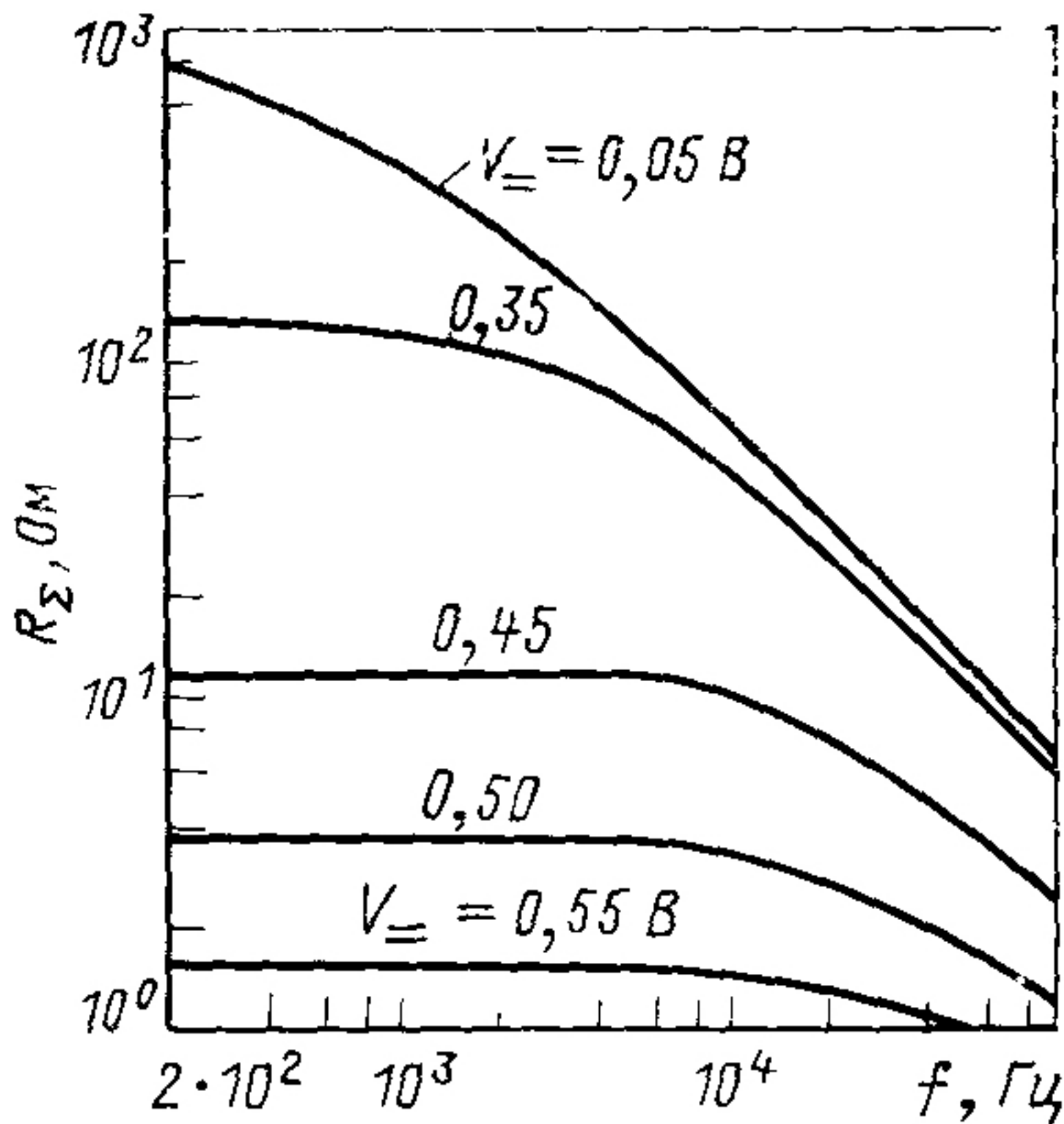


Рис 1.7. Зависимость полного сопротивления солнечного элемента от частоты при следующих условиях: освещение — одна солнечная постоянная (в условиях АМ0), температура элемента 28°C , размер элемента $20 \times 20 \times 25$ мм, удельное сопротивление базы — от 7 до 10 Ом·см, материал просветляющего покрытия — SiO_x

обычных кремниевых *n-p*-солнечных элементов размером 2×2 см и толщиной 0,25 мм с сопротивлением базы 10 Ом·см производства 1967—1969 гг. приведены

в табл. 1.1. Эти значения соответствуют частотам до 5 кГц. При более высоких частотах вследствие накопления неосновных носителей величина $C_{\text{д}}$ падает с увеличением частоты и при некоторой частоте становится равной 0, так что при высоких частотах остается только $C_{\text{т}}$. Зависимость $C_{\text{т}}$ от V_{\sim} выглядит следующим образом:

$$C_{\text{т}} = K(V_{\sim})^{-0,5},$$

где K — постоянная для данного солнечного элемента. На рис. 1.7 и 1.8 показаны экспериментально полученные частотные зависимости полного сопротивления и фазового угла солнечного элемента. Полное сопротивление z и фазовый угол Φ определяются уравнениями

$$z = v/i;$$

$$\cos \Phi = z/R_{\text{д}}.$$

Сумма емкостей

$$C_{\text{д}} + C_{\text{т}} = \sin \Phi / 2(\pi f z),$$

где v и i — напряжение и ток малого переменного сигнала, а дифференциальное сопротивление диода постоянному току определяется как

$$R_{\text{д}} = |dV/dI|.$$

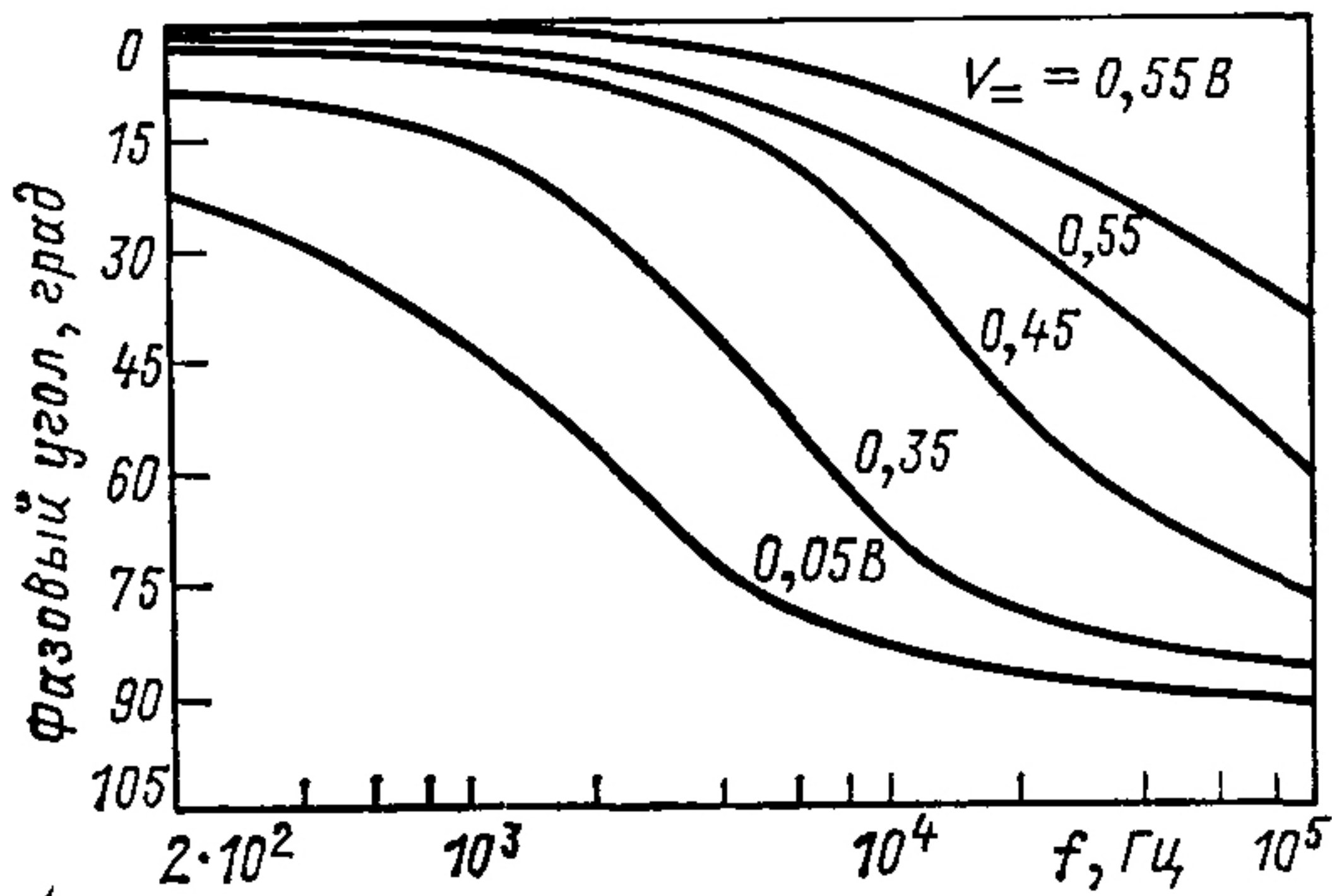


Рис. 1.8. Зависимость фазового угла от частоты для полного сопротивления (см. рис. 1.7)

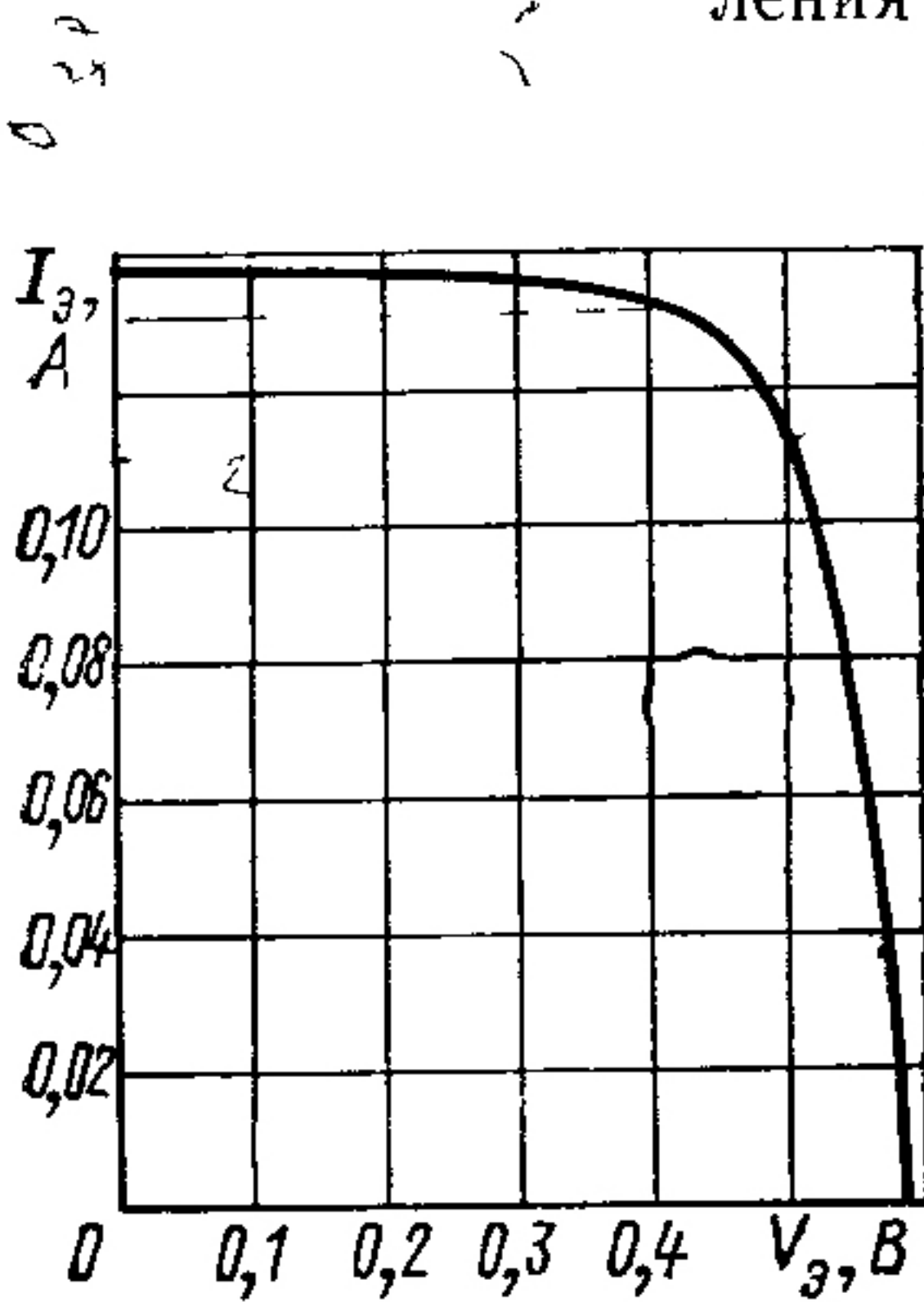


Рис. 1.9.

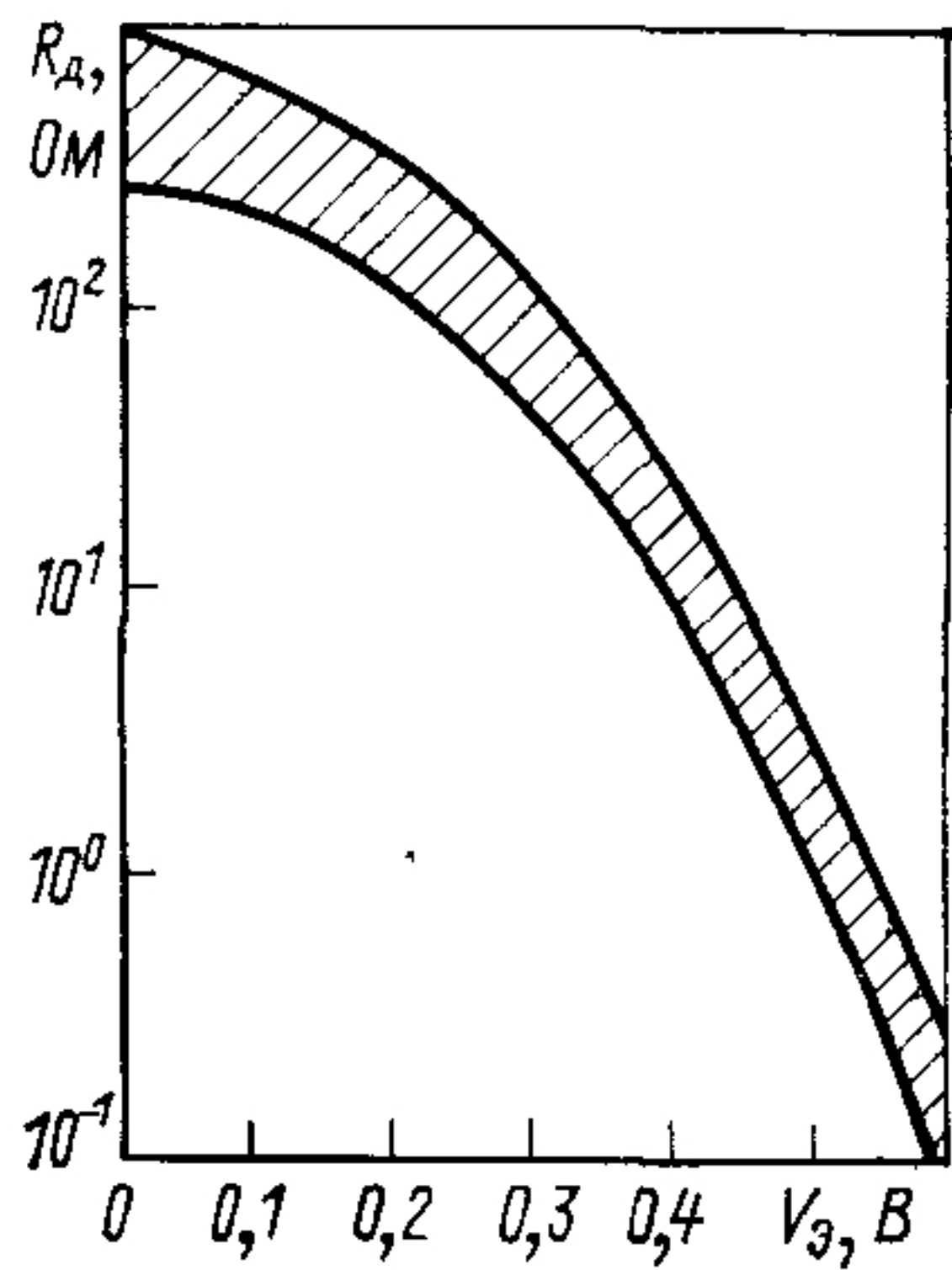


Рис. 1.10.

Рис. 1.9. Усредненная вольт-амперная характеристика солнечного элемента (получена при исследовании 11 образцов обычных солнечных элементов размером $20 \times 20 \times 0,2$ мм с p -базой, удельным сопротивлением $10 \text{ Ом} \cdot \text{см}$ при освещении солнечным спектром в условиях АМ0 при $T=28^\circ\text{C}$)

Рис. 1.10. Диапазон изменений дифференциального сопротивления постоянному току солнечного элемента, вольт-амперная характеристика которого приведена на рис. 1.19

Для любой выходной мощности фотодиода или солнечного элемента при постоянном уровне освещенности $R_д$ связано с R_{\sim} следующим уравнением (см. рис. 1.6):

$$R_д = \frac{R_{\sim} R_{\text{ш}}}{R_{\sim} + R_{\text{ш}}} + R_{\text{п}}.$$

Зависимость $R_д$ от напряжения смещения элемента для вольт-амперной характеристики, приведенной на рис. 1.9, показана на рис. 1.10. Вблизи точки короткого замыкания R_{\sim} становится очень

большим и полное сопротивление элемента определяется величиной R_{Σ} . Вблизи точки холостого хода R_{Σ} становится небольшим и на полное сопротивление элемента оказывает большое влияние R_{Σ} .

У солнечной батареи Nimbus В было измерено полное сопротивление всей батареи. Батарея состояла из двух соединенных параллельно панелей, имеющих 98 последовательно и 112 параллельно соединенных

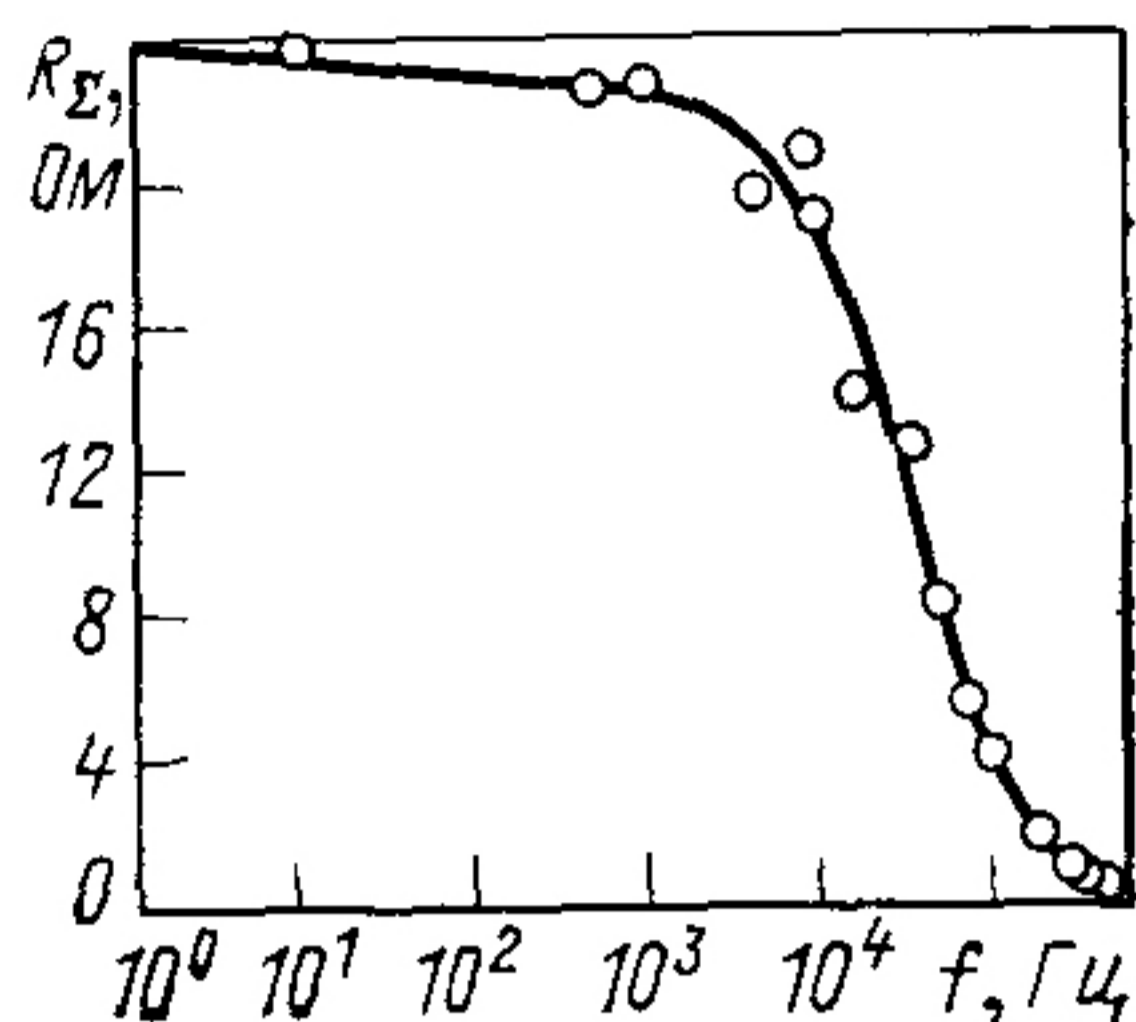


Рис. 1.11. Зависимость полного выходного сопротивления R_{Σ} солнечной батареи Nimbus В от частоты ($T=20^{\circ}\text{C}$, рабочая точка 35 В, 10,6 А, освещение естественным солнечным светом, амплитуда синусоидального напряжения 2,5 В)

элементов. Из обычных элементов (покрытых SiO_x , размером $20 \times 20 \times 0,35$ мм и с сопротивлением от 1 до 3 Ом) было составлено 12 последовательных цепочек, которые соединялись через параллельные блокирующие диоды, предохранявшие элементы от протекания избыточного тока, с шиной батареи. Батарея испытывалась на Земле в условиях естественного солнечного излучения с плотностью 104 мВт/см^2 . Значения выходных параметров батареи при температуре 20°C были следующие: $I_{к.з.}=10,55 \text{ А}$, $V_{х.х.}=56 \text{ В}$ и $V_{\text{опт}}=46 \text{ В}$. Полное сопротивление при наличии переменной составляющей было измерено при $V_{\text{нп}}=35 \text{ В}$ (точка вольт-амперной характеристики, в которой $V=0,76V_{\text{опт}}$) и при значении удвоенной амплитуды переменной составляющей $v=5 \text{ В}$. Результаты эксперимента приведены на рис. 1.11.

1.11. ПАРАЛЛЕЛЬНОЕ И ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЕ СОЕДИНЕНИЕ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Мощность солнечной батареи складывается из выходных мощностей отдельных солнечных элементов. Выходной ток солнечных элементов в батарее определяется числом элементов, соединенных параллельно, а выходное напряжение — числом элементов, соединенных последовательно. На рис. 1.12 приведены примеры последовательного и параллельного соединения элементов. Введем следующие обозначения: $N_{\text{пс}}$ — число последовательно соединенных элементов; $N_{\text{пр}}$ — число параллельно соединенных элементов; N_{Σ} — общее число солнечных элементов в батарее; $V_{\text{э}}$ — выходное напряжение солнечного элемента; $V_{\text{б}}$ — выходное напряжение солнечной батареи; $I_{\text{э}}$ — максимальный выходной ток солнечного элемента; $I_{\text{б}}$ — максимальный выходной ток солнечной батареи; $P_{\text{э}}$ — максимальная вы-

ходная мощность солнечного элемента; P_6 — максимальная выходная мощность солнечной батареи.

Запишем следующие соотношения:

$$V_6 = N_{\text{пс}} V_3; \quad I_6 = N_{\text{пр}} I_3; \quad P_6 = N_{\Sigma} P_3; \quad P_6 = V_6 I_6;$$

$$P_3 = V_3 I_3; \quad N_{\Sigma} = N_{\text{пс}} N_{\text{пр}}.$$

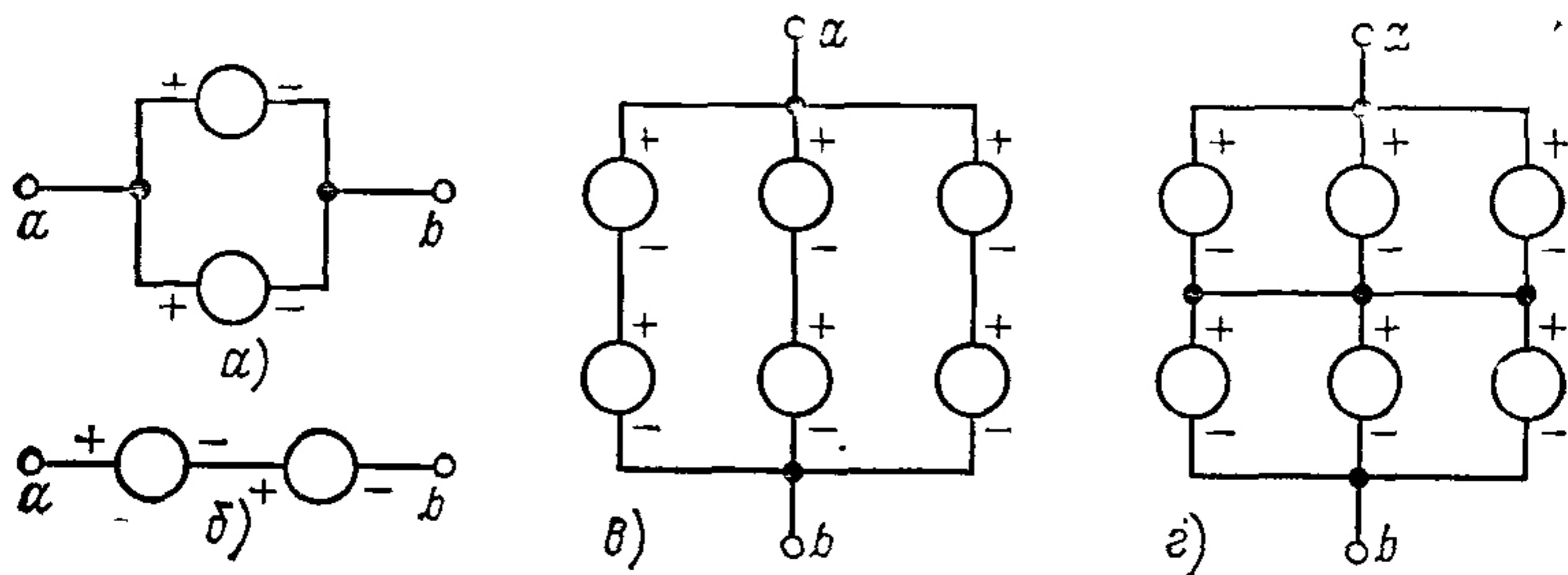


Рис. 1.12. Параллельное и последовательное соединение солнечных элементов:

a — параллельное соединение двух элементов; *б* — последовательное соединение двух элементов; *в* — параллельное соединение трех цепочек (каждая цепочка состоит из двух последовательно соединенных элементов); *г* — последовательное соединение двух групп элементов (каждая группа состоит из трех параллельно соединенных элементов)

Пример 1. Имеем солнечные элементы, максимальный выходной ток каждого из которых равен 0,5 А при напряжении 0,4 В. Предположим, что из этих элементов построена батарея, причем 100 элементов соединены параллельно и 300 элементов — последовательно. Батарея в этом случае будет иметь следующие выходные параметры: $I_6 = 0,5 \cdot 100 = 50$ А при $V_6 = 0,4 \cdot 300 = 120$ В, т. е. $P_6 = 50 \cdot 120 = 6000$ Вт = 6 кВт. Для проверки вычислим мощность другим способом. Мощность одного элемента $P_3 = 0,5 \cdot 0,4 = 0,2$ Вт, а всей батареи $P_6 = 0,2 \times 100 \cdot 300 = 6000$ Вт, что и получилось в предыдущем случае.

Запишем данный пример в алгебраической форме.

Дано: $V_3 = 0,4$ В; $I_3 = 0,5$ А; $N_{\text{пс}} = 300$; $N_{\text{пр}} = 100$.

Найти: V_6 , I_6 и P_6 .

Решение: $V_6 = N_{\text{пс}} V_3 = 300 \cdot 0,4 = 120$ В; $I_6 = N_{\text{пр}} I_3 = 100 \cdot 0,5 = 50$ А; $P_6 = N_{\Sigma} P_3 = N_{\text{пс}} N_{\text{пр}} V_3 I_3 = 300 \cdot 100 \cdot 0,4 \cdot 0,5 = 6000$ Вт или $P_6 = V_6 I_6 = 120 \cdot 50 = 6000$ Вт.

Пример 2. Надо создать солнечную батарею мощностью $P_6 = 100$ Вт при выходном напряжении, равном 120 В. Имеющиеся солнечные элементы рассчитаны на максимальную выходную мощность 0,1 Вт при напряжении 0,4 В. Рассчитаем солнечную батарею, предположив, что потери, связанные с объединением элементов в батарею, отсутствуют.

Известно, что каждый солнечный элемент вырабатывает мощность $P_э = 0,1$ Вт, поэтому $P_б = P_э N_э = 0,1 N_э = 100$, $N_э = 1000 / 0,1 = 1000$ элементов. Теперь определим число последовательно соединенных элементов: $0,4 N_{пс} = 120$, $N_{пс} = 120 / 0,4 = 300$ элементов. Найдем число параллельно соединенных элементов: $N_э = N_{пр} N_{пс}$, $N_{пр} = N_э / N_{пс} = 1000 / 300 = 3,33$ элемента. Необходимо принять одно из двух имеющихся решений:

при $N_э = 3$

$$N_э = N_{пр} N_{пс} = 3 \cdot 300 = 900,$$

мощность батареи $P_б = P_э N_э = 0,1 \cdot 900 = 90$ Вт;

при $N_э = 4$

$$N_э = N_{пр} N_{пс} = 4 \cdot 300 = 1200,$$

мощность батареи $P_б = P_э N_э = 0,1 \cdot 1200 = 120$ Вт.

1.12. РАСЧЕТ ОСВЕЩЕННОЙ БАТАРЕИ

Для удобства анализа работы солнечной батареи ее следует представить (на основе моделей, рассмотренных ранее) в виде последовательно и параллельно соединенных матриц солнечных элементов. Принимаются обычно во внимание дополнительные составляющие последовательного сопротивления, обусловленные наличием межэлементных соединений и проводников, а также дополнительные составляющие, вызывающие падение напряжения, например, из-за потерь в блокирующих диодах. В зависимости от цели анализа можно использовать различные модели. Для оценки потерь, связанных с неравномерностью работы солнечных элементов, или для расчета выходных параметров частично освещенных солнечных батарей требуются более детальные модели, чем для расчета выходных параметров равномерно освещенной солнечной батареи, в которой отсутствуют температурные градиенты.

В дальнейшем будем представлять вольт-амперную характеристику солнечного элемента в виде функции $I(V)$. Характеристика $I(V)$ может быть представлена любой из математических моделей, описанных в гл. 1, или получена экспериментально при некоторых стандартных условиях. Солнечный элемент рассматривается как некий «черный ящик», имеющий вход и выход, причем на вход поступает световая энергия, а выходными параметрами являются ток, напряжение и полное сопротивление. Эквивалентная схема этого черного ящика в данной модели нас не интересует. Выходная характеристика $I(V)$ солнечного элемента определяется из измеренных значений $I_э$ в функции выходного напряжения V при данной плотности потока

солнечного излучения Q , температуре и дозе облучения заряженными частицами. Последовательное сопротивление $R_{\text{пс}}$, входя в эти характеристики в неявной форме, вызывает смещение напряжения при изменении Q . В дальнейшем будем считать температуру элемента и дозу его облучения заряженными частицами постоянными. Выражение для выходного тока черного ящика при некоторых стандартных условиях, т. е. при уровне освещенности Q , запишем в следующем виде:

$$I_{\text{э}}(V) = I_{\text{кз}} - I_{\text{он}} V_{\text{он}} \text{ при } V \geq 0;$$

$$I_{\text{э}}(V) = I_{\text{кз}} - V G(V) \text{ при } V < 0, \quad (1.28)$$

где $G(V)$ — характеристика нелинейного элемента, включенного параллельно выходу солнечного элемента, который влияет на характеристики солнечного элемента только при отрицательных значениях V . Этот элемент формирует обратную ветвь характеристики солнечного элемента, которую необходимо учитывать при объединении солнечных элементов в батареи, где они могут попадать под внешнее обратное напряжение смещения.

Экспериментально установлено, что при небольших отклонениях плотности потока солнечного излучения от номинального значения Q , для которого проводился расчет солнечного элемента, форма кривой характеристики $I(V)$ почти не изменяется и происходит только параллельное смещение характеристики по осям тока и напряжения. С учетом сказанного уравнение (1.28) можно записать для любой интенсивности освещения (т. е. для kQ)

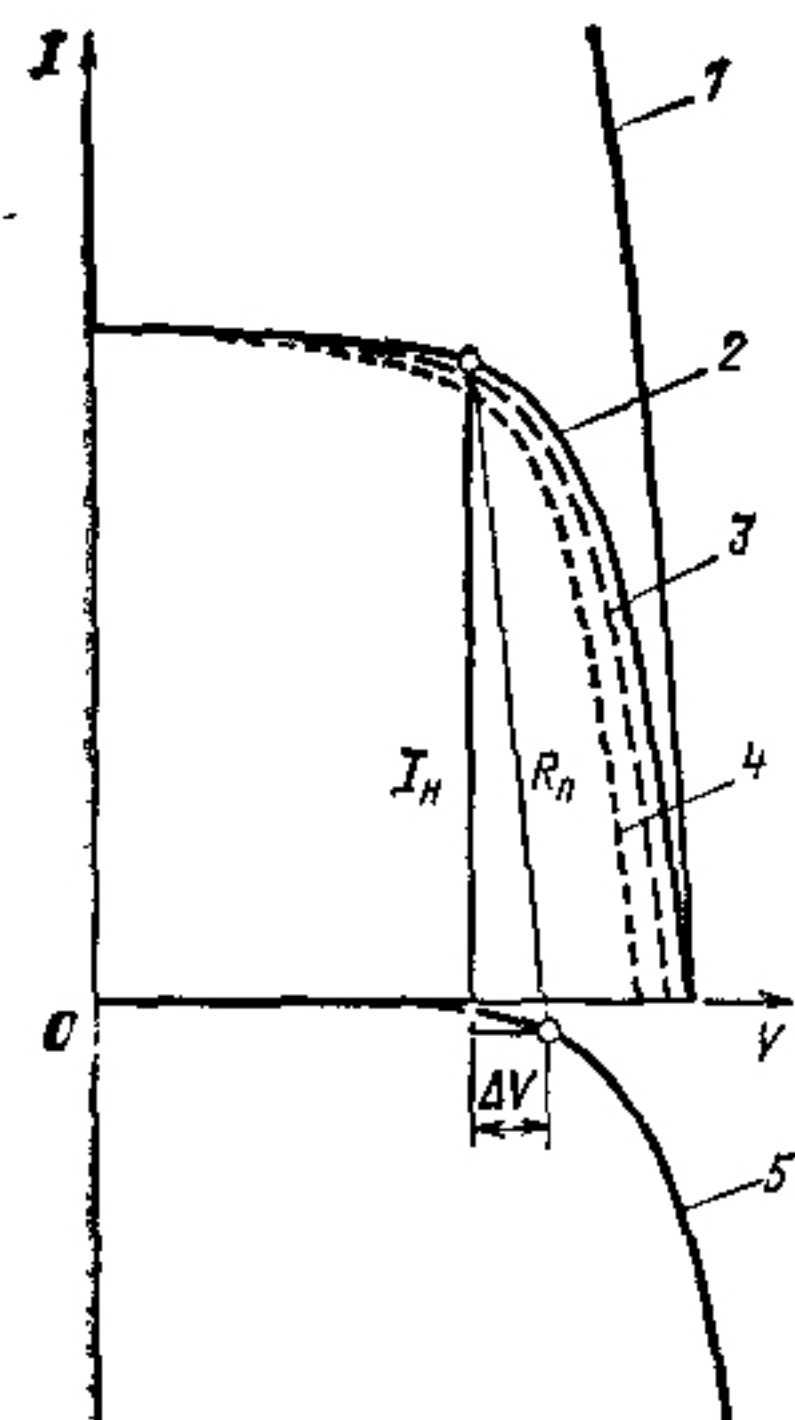
$$I_{\text{э}}(V) = kI_{\text{кз}} - I_{\text{он}}(V_{\text{он}} - \Delta V) =$$

$$= kI_{\text{кз}} - VG(V), \quad V < 0, \quad (1.29a)$$

$$\Delta V = (1 - k)I_{\text{кз}}R_{\text{п}}. \quad (1.29b)$$

На рис. 1.13 кривая 2 — характеристика $I(V)$ солнечного элемента при плотности потока солнечного излучения Q , а кривая 5 — характеристика $I(V)$ того же солнечного элемента при отсутствии освещения, в темноте, т. е. при $k=0$. Каждая точка кривой 2 сдвинута вдоль оси тока на величину $(I-k)I_{\text{кз}} = I_{\text{кз}}$ и вдоль оси напряжения на $\Delta V = (I-k)I_{\text{кз}}R_{\text{п}} = I_{\text{кз}}R_{\text{п}}$. Отрицательный знак перед ΔV берется с учетом того, что с уменьшением освещения ток, вычитаемый из тока короткого замыкания, при данном напряжении также уменьшается, т. е. кривая $I(V)$ сдвигается вправо по оси напряжения.

Рис. 1.13. Влияние освещения и затенения на вольт-амперные характеристики соединенных солнечных элементов



1 — параллельное соединение двух освещенных солнечных элементов, $I_1(V) = 2[I_{K,3} - I_{0,H}(V_{0,H})]$,
 2 — освещенный элемент, $I_2(V) = I_{K,3} - I_{0,H}(V_{0,H})$
 и упрощенная модель параллельного соединения освещенного и неосвещенного элементов $I_3(V) = I_{K,3} - I_{0,H}(V_{0,H})$,
 3 — точная модель параллельного соединения освещенного и неосвещенного элементов $I_4(V) = I_3(V) + I_K(V)$;
 4 — точная модель параллельного соединения двух элементов, освещенных излучением, которое составляет половину солнечной постоянной $I_4(V) = I_{K,3} - 2I_{0,H}(V_{0,H} - 0,5 I_{K,3} R_{П})$,
 и упрощенная модель параллельного соединения освещенного и затененного элементов, $I_5(V) = I_{0,H}(V_{0,H} - I_{K,3} R_{П})$

Коэффициент освещенности k , учитывающий изменение плотности потока излучения, зависит от расстояния до Солнца, от потерь в стек-

лянном покрытии и угла падения излучения. Для большинства кремниевых солнечных элементов, используемых в плоских космических и наземных батареях, уравнение (1.29) справедливо в диапазоне от $0 \leq k \leq 2$ до $0,5 \leq k \leq 1,5$. Для элементов, работающих с концентраторами, допустимый диапазон изменения k должен быть еще меньше.

Группы и цепочки элементов. Солнечные элементы, соединенные параллельно, образуют группы, а соединенные последовательно группы, непосредственно электрически связанные с шинами батареи, составляют цепочку. Группа, состоящая из p одинаковых параллельно соединенных элементов, описываемых уравнением (1.29), имеет следующие характеристики:

$$I_T(V) = p [kI_{K,3} - I_{0,H}(V_{0,H} - \Delta V)] = p [kI_{K,3} - VG(V)], \quad (1.30a)$$

где

$$\Delta V = (1 - k) I_{K,3} R_{П}. \quad (1.30b)$$

Часть характеристики $I(V)$ цепочки соединенных последовательно s групп, лежащая в первом квадранте, получается при решении уравнения (1.30) относительно V и последующего суммирования при постоянных значениях I_s :

$$V_s(I_s) = \sum_{i=1}^{i=s} [V(I)_i]_{I_s}. \quad (1.31)$$

Решим уравнение (1.31) относительно I :

$$I_s(V_s) = p [kI_{кз} - I_{он}(V_s - \Delta V)], \quad (1.32a)$$

где

$$V_s = sV \text{ и } \Delta V = (1 - k)I_{кз}sR_s. \quad (1.32b)$$

При подключении цепочки к шине через изолирующие диоды нет необходимости рассматривать обратные характеристики $I(V)$ цепочки, однако их нужно знать для определения обратного напряжения смещения солнечного элемента.

Солнечная батарея. Батарея включает в себя все цепочки, соединенные с определенными шинами. Уравнение солнечной батареи найдем, если просуммируем токи всех цепочек при постоянных значениях напряжения с учетом падения напряжения на блокирующих диодах. Если солнечная батарея соединена с аккумуляторной батареей, с регулятором мощности или с несколькими цепочками, вырабатывающими энергию, и имеет выходное напряжение $V_б$, то напряжение цепочки

$$V_s = V_б + V_д \text{ и } I_s = I_д, \quad (1.33)$$

где $V_д$ — падение напряжения на блокирующих диодах; I_s — ток цепочки; $I_д$ — ток диода.

Ток $I_б$ солнечной батареи, состоящей из m цепочек, интенсивность освещения каждой из которых различна, можно найти из уравнения

$$I_б(V_б) = \sum_{j=1}^m [I_s(V_б)_j]_{V_б} = p \sum_{j=1}^m [k_j I_{j1} - I_{o_j}(V_s - V_д - \Delta V)_j] V_б. \quad (1.34)$$

1.13. ПАРАЛЛЕЛЬНОЕ СОЕДИНЕНИЕ ЧАСТИЧНО ЗАТЕНЕННЫХ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

При частичном затенении одиночного элемента или их группы снижение выходной мощности происходит вследствие уменьшения поступающей в элемент световой энергии и увеличения внутренних потерь энергии в неосвещенной части элемента [7]. Если к. п. д. любого активного участка солнечного элемента имеет одно и то же значение, то ток короткого замыкания будет пропорционален площади незатененного (освещенного) участка независимо от формы и расположения тени (что справедливо, по крайней мере, для существующих солнечных элементов и плотности падающего потока излучения, не превышающей двух

солнечных постоянных). Если общую активную площадь элемента обозначить A_t , а ее освещенную часть — A_i , то выходной ток короткого замыкания частично затененного элемента будет $rI_{к.з}$, где

$$r = A_i/A_t. \quad (1.35)$$

Следовательно, частичное затенение солнечного элемента так же влияет на $I_{к.з}$, как и снижение плотности потока излучения, падающего на незатененный элемент. Однако, как будет показано ниже, другие параметры вольт-амперной характеристики солнечного элемента (в случае затенения) не подчиняются этому простому соотношению.

Для примера рассмотрим освещенную по нормали к поверхности группу, состоящую из $p=2$ одинаковых элементов, соединенных параллельно. Группа частично затенена, $r=0,5$, причем один элемент полностью освещен, а другой полностью затенен. В соответствии с уравнением (1.29) запишем уравнение для освещенного элемента, $k=1$: $I_{\partial}(V) = I_{к.з} - I_{о.н}(V_{о.н})$, и для неосвещенного элемента, $k=0$: $I_k(V) = -I_{о.н}(V_{о.н} - I_{к.з}R_{п})$. Характеристика частично затененной группы представляет собой сумму этих двух уравнений при постоянном напряжении:

$$I_{\Gamma}(V) = I_{\partial}(V) + I_k(V) = I_{к.з} - I_{о.н}(V_{о.н}) - I_{о.н}(V_{о.н} - I_{к.з}R_{п}). \quad (1.36)$$

На рис. 1.12 изображены характеристики отдельных элементов и их сумма.

Кроме точного решения данного примера (1.36) существуют приближительные решения, с помощью которых определенные задачи можно решать гораздо быстрее. Они приведены ниже.

Предположим вначале, что описанная выше группа из двух элементов состоит только из освещенных элементов. В этом случае уравнение группы идентично уравнению одиночного элемента, а потерями в неосвещенном элементе можно пренебречь:

$$I_{\partial}(V) = I_{\Gamma}(V) = I_{н} - I_{о.н}(V_{о.н}). \quad (1.37)$$

Из рис. 1.13 (кривая 2) следует, что при этой аппроксимации выходная мощность получается намного больше мощности исходной частично затененной группы.

Предположим теперь, что исходная группа из двух элементов представлена в виде двух элементов, на каждый из которых падает поток солнечного излучения одинаковой плотности, равный половине исходного потока. Уравнение группы равно сумме уравнений двух элементов

[см. (1.29)] при постоянных значениях напряжения, и при $k=0,5$

$$I_{\Gamma}(V) = I_{\text{к.з}} - 2I_{\text{о.н}}(V_{\text{о.н}} - 0,5I_{\text{к.з}}R_{\Pi}). \quad (1.38)$$

Кривая, полученная с помощью этого уравнения (см. рис. 1.13), лежит ниже истинной кривой.

Обобщим уравнение (1.36). Если группа содержит p элементов, соединенных параллельно, и $r p$ из них освещены, т. е. $p(1-r)$ затемнены, то уравнение группы имеет вид:

$$I_{\Gamma}(V) = I_{\text{осв}} + I_{\text{темн}},$$

где

$$I_{\text{осв}} = r p k I_{\text{к.з}} - r p I_{\text{о.н}}(V_{\text{о.н}} - \Delta V_1);$$

$$\Delta V_1 = (1 - k) I_{\text{к.з}} R_{\Pi}.$$

Темновая составляющая тока, которая не зависит от коэффициента освещенности k , равна:

$$I_{\text{темн}} = -(1 - r) p I_{\text{о.н}}(V_{\text{о.н}} - \Delta V),$$

где

$$\Delta V_{\Gamma} = I_{\text{к.з}} R_{\Pi}.$$

Подобным же образом можно обобщить уравнения (1.37) и (1.38). Тогда все модели, представленные на рис. 1.12, будут описываться уравнениями (1.39) — (1.42).

Из уравнения (1.36) находим следующие соотношения для точной модели:

$$\left. \begin{aligned} I_{\Gamma}(V) = r p \left[k I_{\text{к.з}} - I_{\text{о.н}}(V_{\text{о.н}} - \Delta V_1) - \right. \\ \left. - \frac{1-r}{r} I_{\text{о.н}}(V_{\text{о.н}} - \Delta V_2) \right]; \\ \Delta V_1 = (1 - k) I_{\text{к.з}} R_{\Pi}; \\ \Delta V_2 = (1 - r) I_{\text{к.з}} R_{\Pi}; \\ V \geq 0. \end{aligned} \right\} \quad (1.39)$$

Из уравнения (1.37) находим следующую аппроксимацию с завышением:

$$\left. \begin{aligned} I_{\Gamma}(V) = r p [k I_{\text{к.з}} - I_{\text{о.н}}(V_{\text{о.н}} - \Delta V)]; \\ \Delta V = (1 - k) I_{\text{к.з}} R_{\Pi}; V \geq 0. \end{aligned} \right\} \quad (1.40)$$

Из уравнения (1.38) получим аппроксимацию с занижением:

$$\left. \begin{aligned} I_{\Gamma}(V) = r p \left[k I_{\text{к.з}} - \frac{1}{2} I_{\text{о.н}}(V_{\text{о.н}} - \Delta V) \right]; \\ \Delta V = (1 - r k) I_{\text{к.з}} R_{\Pi}; V \geq 0. \end{aligned} \right\} \quad (1.41)$$

Для всех трех случаев обратная характеристика будет иметь одинаковый вид:

$$I_{\Gamma}(V) = p[rkI_{\kappa,3} - VG(V)], \quad V < 0.$$

Для упрощения уравнений (1.39) — (1.41) все три уравнения для частично затененных групп запишем в простой форме:

$$I_{\Gamma}(V) = I(0) - J(V) = I(0) - VG(V). \quad (1.42)$$

Здесь $I(0) = rpkI_{\kappa,3}$, а $J(V)$ выполняет ту же функцию в группе, что и $I_{0H}(V_{0H})$ в отдельном элементе в уравнении (1.28), за исключением того, что $J(V)$ одинаково в уравнениях (1.39) — (1.41).

Достоверность рассмотренных выше точных моделей подтверждена экспериментом.

1.14. ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЕ СОЕДИНЕНИЕ ЧАСТИЧНО ЗАТЕНЕННЫХ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

На рис. 1.14 показана батарея, состоящая из двух последовательно соединенных солнечных элементов с различными выходными характеристиками. Так как элементы соединены последовательно, то $I_1 = I_2$ и выходное напряжение батареи равняется сумме напряжений каждого элемента при одинаковых значениях тока. Очевидно, что наличие элемента, имеющего меньшую выходную мощность, т. е. частично затененного элемента, ограничивает выходную мощность полностью освещенного элемента. Эти ограничения зависят, по-видимому, от обратной характеристики элемента с меньшей выходной мощностью. Для анализа

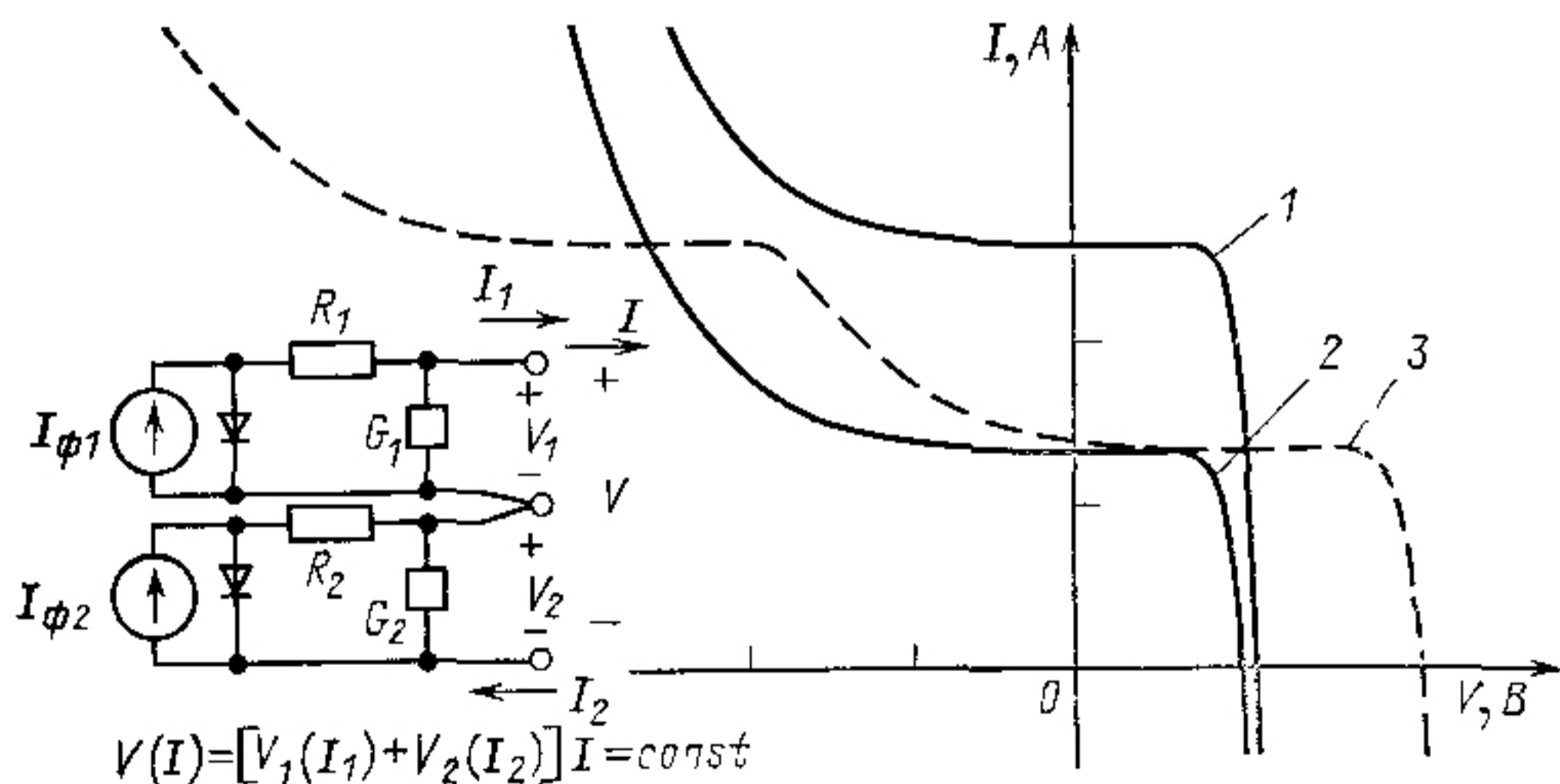


Рис. 1.14 Суммарная вольт-амперная характеристика последовательно соединенных элементов, имеющих различные характеристики:

1 — характеристика солнечного элемента 2, 2 — характеристика солнечного элемента 1; 3 — суммарная характеристика последовательно соединенных элементов 1 и 2. Выходной ток ограничен элементом 1

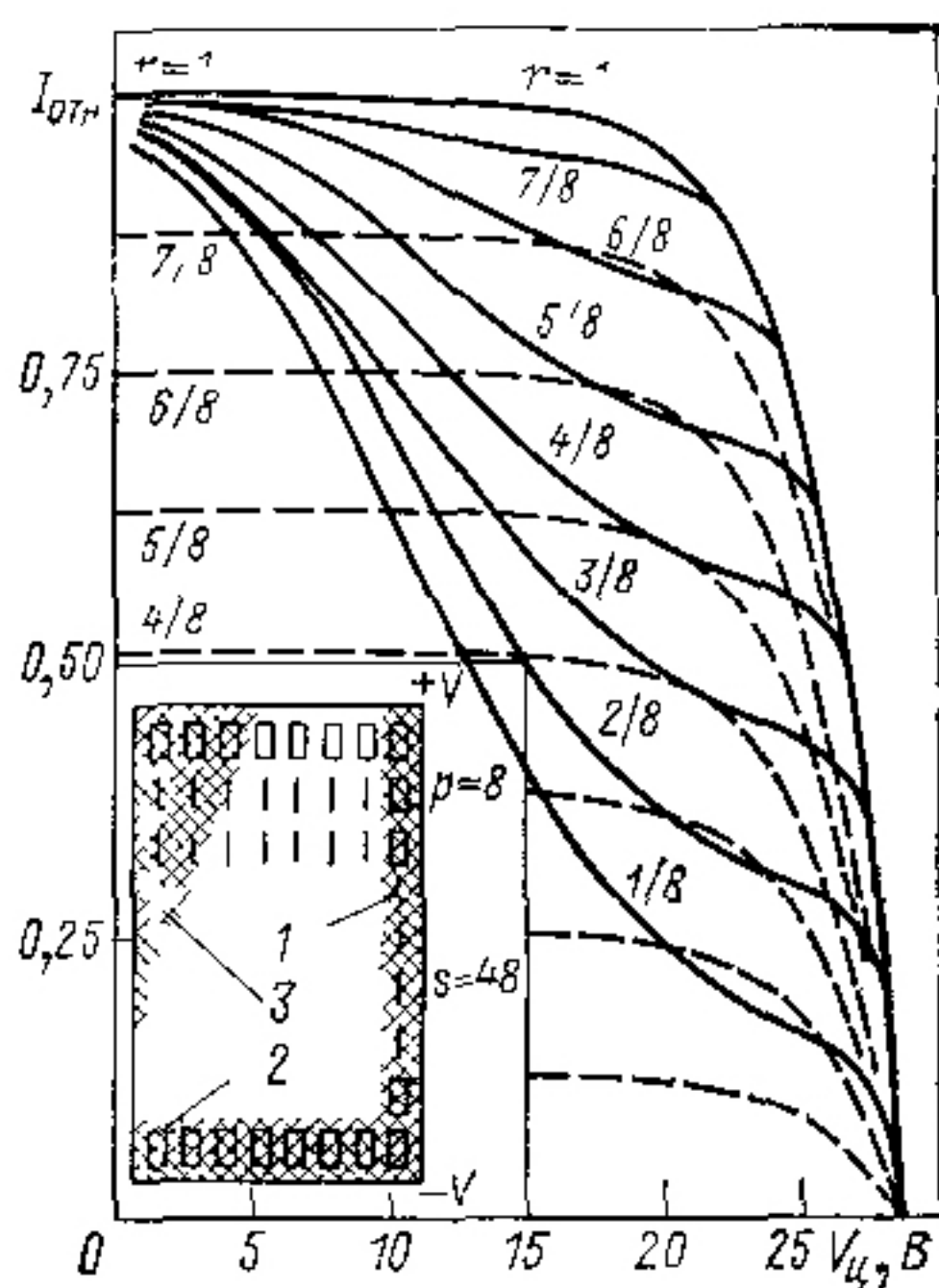
последовательного соединения элементов необходимо рассмотреть обратные характеристики вплоть до напряжения пробоя, характеризуемые членом $G(V)$ в уравнении (1.29).

Общая вольт-амперная характеристика всей цепочки незатененных солнечных элементов [см. уравнение (1.32)] почти идентична средней характеристике отдельных элементов и отличается от нее только расположением осей координат, наличием некоторого дополнительного внутреннего последовательного сопротивления за счет межэлементных соединений и незначительными изменениями вольт-амперной характеристики солнечных элементов, вызванных технологическими особенностями формирования цепочки элементов. Для упрощения эти явления учитываются лишь при составлении основной модели солнечного элемента, и в данном параграфе не рассматриваются. Блокирующие диоды будут рассмотрены ниже.

В дальнейшем будем считать, что солнечные элементы имеют бесконечно большое напряжение пробоя и нулевой обратный ток. Это предположение очень важно, поскольку оно позволяет пренебрегать обратными токами солнечного элемента (это можно сделать, так как они малы по сравнению с выходным током солнечного элемента) даже при приложении к элементу напряжения, соизмеримого с напряжением на выходных шинах батареи. Модель частично затененной группы описывается уравнением (1.42), и характеристика $I_s(V_s)$ цепочки, состоящей из s групп, была получена суммированием характеристик отдельных групп при одинаковых значениях тока, определяемых из (1.31) и (1.32) для незатененных групп. В результате подстановки получаем

$$I_s(V_s) = I(0) - J(V_s + \Delta V). \quad (1.43)$$

Рис 1.15 Вольт-амперные характеристики частично затененной цепочки солнечных элементов без шунтирующих диодов при различных значениях отношения площади освещенных элементов к общей активной площади батарей r . Сплошные кривые — результаты эксперимента, штриховые — результат теории. Затеняется с разной степенью только одна группа элементов



Для частично затененной цепочки, состоящей из $s=48$ последовательно соединенных групп, каждая из которых содержит $p=8$ параллельно соединенных элементов, освещенных потоком Q , рассмотрим три варианта решения уравнения (1.43). Из бесконечного числа форм тени можно выделить три представляющих особый интерес случая (рис. 1.15).

1. В каждой группе затенены равные части активной площади элементов.

2. Одна группа полностью затенена, а остальные полностью освещены.

3. Несколько групп имеют различную степень затенения. Наиболее затененная группа имеет степень затенения r [см. (1.35)].

Ниже даны решения (1.43) для рассмотренных случаев.

1. Здесь можно прямо использовать (1.43), поскольку r одинаково как для данного уравнения, так и для уравнений $s=48$ групп.

2. Вследствие предположения о протекании пренебрежимо малого обратного тока через неосвещенные элементы выходной ток цепочки близок к нулю.

3. Наиболее сильно затененные элементы ограничивают значения ее выходных параметров. Следовательно, выходная характеристика цепочки равняется сумме характеристик $(s-1)=47$ полностью освещенных групп и одной частично затененной группы, описываемой (1.42). Графическое определение этой суммы показано на рис. 1.15, где характеристики группы описываются уравнением (1.41) (штриховые линии — выходные характеристики группы при различных значениях r). Сплошные кривые — результаты эксперимента.

Результаты эксперимента приведены на рис. 1.15 для обычной цепочки, состоящей из элементов образца 1963—1964 г. размером 1×2 см с очень малыми напряжениями пробоя: $U_{пр}$ от 2 до 4 В. Очень похожие результаты были опубликованы в 1965 г. для других, более современных элементов с напряжением пробоя от 20 до 30 В. Для них модель (1.43), в которой пренебрегают обратной характеристикой, является вполне пригодной, и она дает менее заниженную оценку выходной мощности по сравнению с той, которую можно получить согласно рис. 1.15.

1.15. ЦЕПОЧКИ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ С ШУНТИРУЮЩИМИ ДИОДАМИ

Из рис. 1.14 и 1.15 становится очевидным, что при затенении элемента, входящего в цепочку, возникающее

ограничение выходного тока можно уменьшить, т. е. выходной ток цепочки в данном случае увеличится, если использовать элементы с малым напряжением пробоя. Это привело к применению шунтирующих диодов, которые подключаются параллельно затененным элементам и группам. С помощью таких диодов, шунтирующих затененные группы, искусственно получают очень низкие напряжения пробоя. Диоды подключают так, чтобы они пропускали ток в прямом направлении при приложении к группе обратного напряжения смещения. Группа попадает под обратное напряжение смещения в том случае, когда ток, проводимый остальной частью цепочки, в которой находится группа, создает на ней падение напряжения большее, чем напряжение, вырабатываемое данной группой.

На основании имеющихся моделей, рассмотренных выше, выведем уравнения точной цепочки с шунтирующими диодами. Сделаем ряд допущений, чтобы можно было использовать рассмотренную ранее модель. В уравнении (1.42) $G(V)$ заменим характеристикой шунтирующего диода $I_d(V)$, при этом уравнение группы из p элементов и d шунтирующих диодов будет иметь следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} I_r(V) &= I(0) - J(V') \text{ при } V \geq 0; \\ I(0) - dI_d(V) &\text{ при } V < 0. \end{aligned} \right\} \quad (1.44)$$

Уравнение (1.44) записано в предположении, что ток шунтирующего диода в прямом направлении протекает только при отрицательных значениях V . Напряжение цепочки, как было показано ранее, получается при решении уравнения (1.30) относительно V :

$$V_s(I_s) = \sum_{i=1}^s [V(I)_i]_{I_r} \quad (1.45)$$

Это уравнение можно записать в другой форме, позволяющей определить

$$I_s(V_s) = f(I_r, V, p, s, d, r \dots). \quad (1.46)$$

Для частично затененной цепочки с шунтирующими диодами рассмотрим те же три варианта затенения, что и для цепочки без шунтирующих диодов.

1. Поскольку в данном случае обратная характеристика не имеет значения, то из уравнений (1.43) и (1.46) получаем одинаковый результат.

2. Характеристика цепочки равняется сумме характеристик $(s - 1) = 47$ полностью освещенных групп и одной неосвещенной группы, описываемой уравнением (1.30)

(см. рис. 1.16, $r=0$). Следует отметить, что в этом случае теряется только мощность, рассеиваемая шунтирующим диодом, и происходит падение напряжения на нем. (На рис. 1.17 показан результат суммирования для восьми дискретных шагов по r , а также приведены экспериментальные кривые).

3. Влияние тени произвольной формы на характеристику цепочки, состоящей из двадцати групп, содержащих по семь параллельно соединенных элементов, показано на рис. 1.17.

Экспериментальные кривые подтверждают достоверность описанной модели. Несколько завышенные по сравнению с теоретическими экспериментальные значения тока объясняются неполным затенением элементов в процессе проведения эксперимента. Теоретическая кривая, приведенная на рис. 1.17, построена на основании данных, получен-

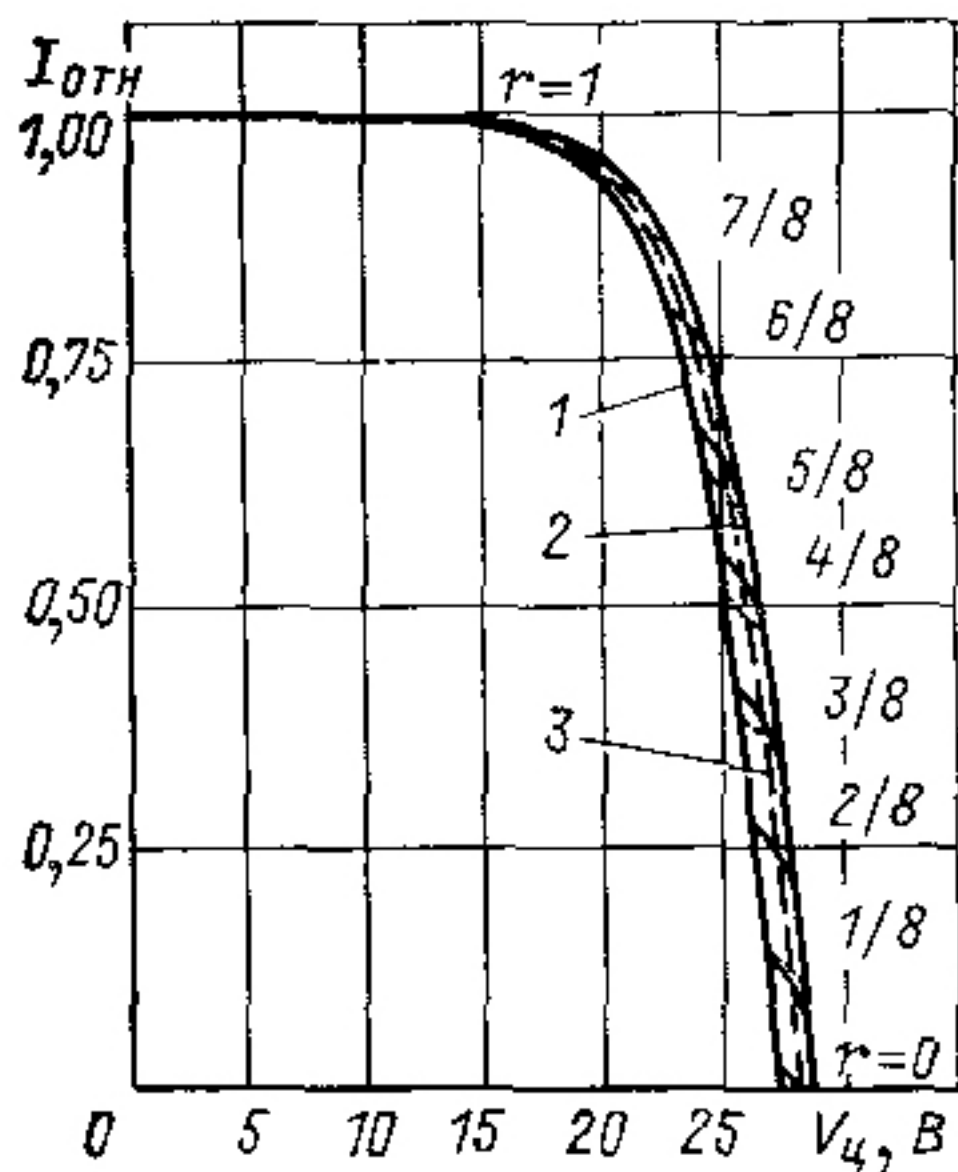


Рис. 1.16.

Рис. 1.16 Вольт-амперные характеристики частично затененной цепочки (см. рис. 1.15) с шунтирующими диодами (сплошная линия — эксперимент, штриховая — теория):

1 — характеристика 47 последовательно соединенных групп солнечных элементов; 2 — участок кривой, соответствующий переходу характеристики при увеличении $I_{отн}(r=6/8)$ вблизи $I_{отн}=0,75$ с кривой 2 на 1

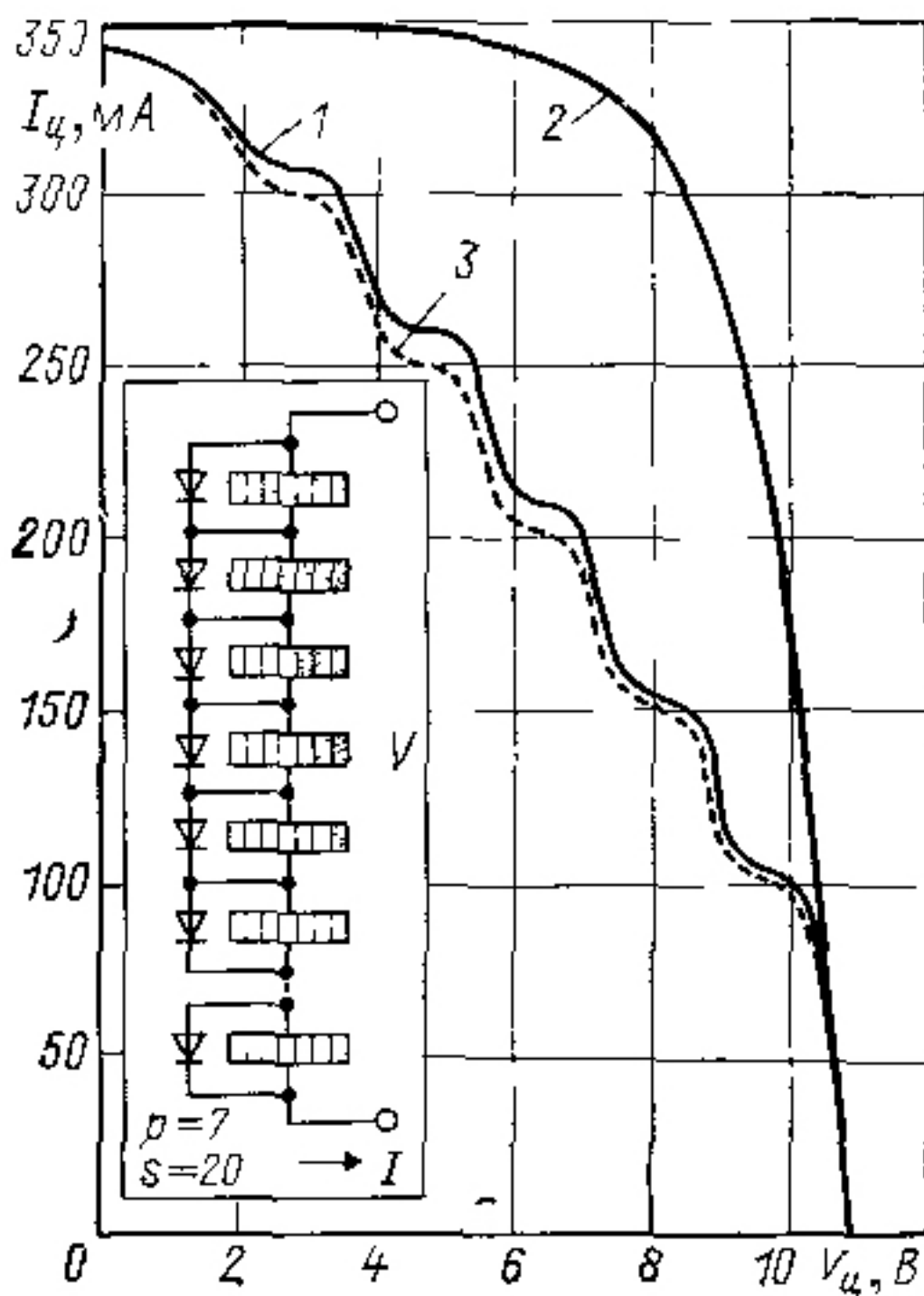


Рис. 1.17.

Рис. 1.17. Вольт-амперные характеристики частично затененной (показано на рисунке) цепочки (см. 3 на рис. 1.15):

1 — характеристика затененной цепочки (эксперимент); 2 — характеристика незатененной цепочки (эксперимент); 3 — результат теории

Рис. 1.18. Точные и упрощенные вольт-амперные характеристики частично затененной цепочки. Сплошная линия — результат теории (см. рис. 1.17), штрихпунктирная — вольт-амперная характеристика упрощенной модели, $\Delta V = 1,3$ В:

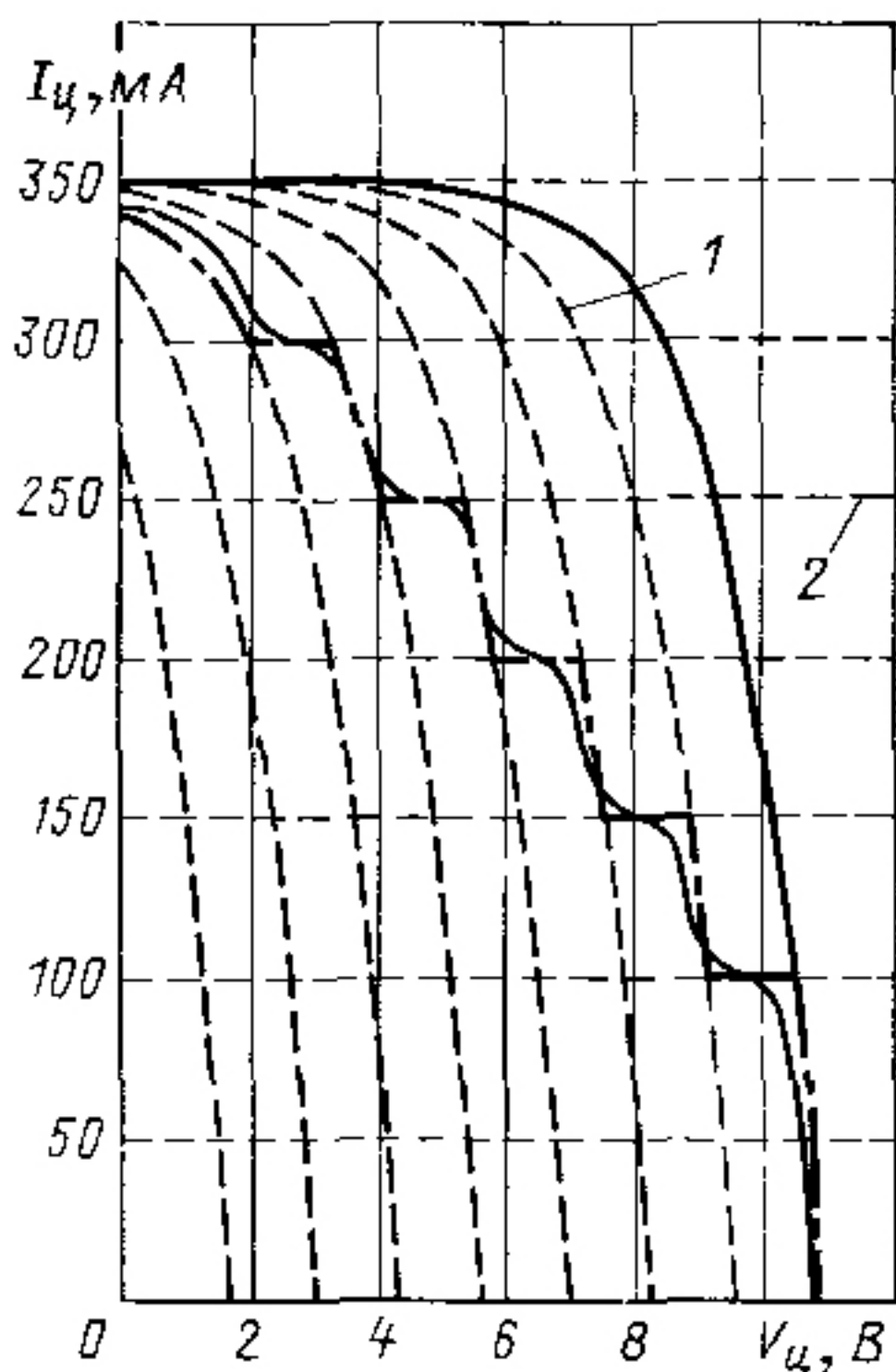
1 — линии напряжения; 2 — линии тока

ных с помощью ЭВМ, в программе для которой использовались уравнения (1.44) — (1.46).

Из рис. 1.16 и 1.17 видна характерная форма вольт-амперной характеристики цепочки, которая получается при затенении элементов групп. Если один подмодуль полностью затенен, то характеристика в общем случае сместится вдоль напряжения влево на $\Delta V = V + V_d$, где V — напряжение группы при полном ее освещении, а V_d — падение напряжения на шунтирующем диоде, соединенном параллельно с данной затененной группой. Если считать $\Delta V = \text{const}$, то можно нарисовать семейство кривых, сдвинутых влево на ΔV от соответствующих кривых. Кривая с наибольшими значениями напряжения соответствует, естественно, полному отсутствию затенения [см. уравнение (1.45)], а при увеличении числа полностью затененных групп (см. выше случай 2) кривая будет все более смещаться влево, как показано на рис. 1.18.

Подобным же образом затенение последовательно соединенных элементов (см. выше случай 1) снижает выходной ток цепочки на $\Delta I = (1-r)I(0)$ по сравнению с выходным током полностью освещенной цепочки, как показано линиями тока на рис. 1.18. Таким образом, для любой конкретной формы тени можно предложенным методом получить соответствующую вольт-амперную характеристику (рис. 1.18). Высокая точность аппроксимации достигается при использовании экспериментальных значений ΔV . Для еще большего увеличения точности аппроксимации можно закруглить изгибы кривой, аппроксимируя таким образом форму вольт-амперной характеристики группы и характеристику шунтирующего диода.

Следует отметить, что форма вольт-амперной характеристики цепочки, как показано на рис. 1.15—1.18, изменя-



ется с изменением как плотности потока солнечного излучения, так и угла падения света, т. е. все характеристики описываются в этом случае уравнением вида $I_s(V_s) = I(V_s + \Delta V_s)$, где $\Delta V_s = I(0) \rho R_{\Pi}$ при нулевой освещенности.

1.16. КОЭФФИЦИЕНТЫ ЗАТЕНЕНИЯ

Так называемый коэффициент затенения F определяется как отношение выходных параметров частично затененной солнечной батареи произвольной формы и размеров к гипотетическим выходным параметрам такой же незатененной батареи [7].

Было обнаружено, что введение и использование коэффициента затенения упрощают анализ солнечных батарей со сравнительно большим числом цепочек, соединенных сложным образом, которые часто затеняются пятнами с быстро изменяющейся формой. Использование в этом случае ранее рассмотренных методов приведет к необходимости оперировать таким числом данных, которое невозможно будет получить и обработать. Коэффициент затенения можно использовать также и при анализе солнечных батарей с шунтирующими диодами, однако в настоящей работе рассмотрено его применение при анализе батарей без шунтирующих диодов. В конструкции солнечной батареи, однако, наличие блокирующих диодов в любом случае должно быть предусмотрено.

Рассмотрим солнечную батарею спутника, вращающегося на орбите. Введем систему координат xuz , центр которой расположен в центре масс спутника, имеющего произвольную форму. Пусть ось z направлена по оси вращения спутника, а центр Солнца всегда расположен в плоскости uz . Разделим солнечную батарею на зоны A , каждая из которых будет характеризоваться своей температурой и зональным углом α . Каждую зону в свою очередь разделим на плоские панели (грань) N , расположенные симметрично, и угол между ними обозначим λ . Первые панели различных зон образуют с базисной панелью угол χ . Солнечный вектор образует угол θ с осью вращения спутника, а нормаль к каждой панели образует угол γ с солнечным вектором. Исходя из данных определений для каждой панели любой из зон (см. рис. 1.28, 1.30) запишем

$$\cos \gamma = \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha \cos [\psi + (N-1)\lambda + \chi]. \quad (1.47)$$

Следует отметить, что для естественно затененных панелей $\cos \lambda$ в уравнении (1.47) отрицателен. Панели, имеющие та-

кие отрицательные выходные параметры, должны быть либо отключены, если они соединяются с основной частью батареи через блокирующие диоды, либо их следует рассматривать как нагрузку (см. § 1.13).

Выходная характеристика частично затененной батареи описывается уравнением (1.34). Перепишем это соотношение для наиболее затененных групп каждой цепочки, пренебрегая обратными токами в солнечных элементах:

$$\left. \begin{aligned} rI(0) \cos \gamma &= 0 \text{ при } 0 \leq r < 0,5; \\ rI(0) \cos \gamma &= I(0) \cos \gamma \text{ при } 0,5 \leq r \leq 1. \end{aligned} \right\} \quad (1.48)$$

Используя (1.34), получаем:

$$I_3(V_6)_{\theta, \psi} = p \sum_{i=1}^m p_i [I(0) \cos \gamma_i - J(V_6)_i] V. \quad (1.49)$$

Здесь V_6 можно найти из уравнения (1.34), а p_i может быть равно 0 или 1 в зависимости от значения r (1.48) ($r > 0,5$ или $r < 0,5$). Значение 0,5 соответствует статистической нулевой погрешности при большом числе цепочек и произвольных формах теней. Выходная характеристика незатененной области $I_{н.з.}(V_6)_{\theta, \psi}$ также определяется уравнением (1.49) при $p_i = 1$. Коэффициент F , равный отношению выходной мощности частично затененной батареи к мощности незатененной батареи, определяет, какую часть максимального тока батареи можно получить при данном затенении:

$$F(V_6)_{\theta, \psi} = \frac{I_3(V_6)}{I_{н.з.}(V_6)} \Big|_{\theta, \psi} = \frac{\sum_{i=1}^m p_i [I(0) \cos \gamma_i - J(V_6)_i]}{\sum_{i=1}^m [I(0) \cos \gamma_i - J(V_6)_i]}. \quad (1.50)$$

Поскольку для данной зоны батареи полный максимально возможный ток (так же как и его часть) однозначно определяется токами короткого замыкания элементов, уравнение (1.50) можно переписать в следующем виде:

$$F(0)_{\theta, \psi} = \frac{I_3(0)}{I_{н.з.}(0)} = \frac{\sum_{i=1}^m p_i \cos \gamma_i}{\sum_{i=1}^m \cos \gamma_i}, \quad (1.51)$$

т. е. коэффициент затенения F есть отношение действительного выходного тока короткого замыкания к его теоретическому значению, полученному для полного числа цепочек при отсутствии затенения.

Члены, содержащие $I(0)$, сокращаются, и отношение F сводится к отношению геометрических площадей.

Значение коэффициента затенения F можно усреднить для любых значений углов ψ и θ . Предположим, что среднее значение коэффициента затенения \bar{F} определяется для n значений ψ при неизменном θ . Тогда на основании интегрального определения среднего значения имеем

$$\bar{F}_z(0)_\theta = \frac{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n p_{ij} \cos \gamma_{ij}}{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \cos \gamma_{ij}}. \quad (1.52)$$

В особых случаях, например при $\Delta\psi = \lambda$ или при очень больших значениях n , уравнение (1.52) можно записать в следующем виде:

$$\bar{F}_z(0)_\theta = \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m p_{ij} \cos \gamma_{ij} / n \sum_{i=1}^m \cos \gamma_i. \quad (1.53)$$

Ниже показано, как коэффициент затенения используется при анализе солнечной батареи. Прежде всего из уравнения (1.51) или (1.52) определяют коэффициенты затенения. Затем с помощью коэффициентов затенения вычисляют отношение мгновенных или средних значений выходных параметров к выходным параметрам гипотетической незатененной солнечной батареи в определенной зоне, используя уравнение (1.32) при $r=1$:

$$I_z(V_\delta)_{\theta, \psi} = pF(0)_{\theta, \psi} \sum_{i=1}^m [I(0) \cos \gamma_i - J(V_\delta)_i]_V; \quad (1.54)$$

$$I_z(V_\delta)_\theta = p\bar{F}(0)_\theta \sum_{i=1}^m [I(0) \cos \gamma_i - J(V_\delta)_i]_V. \quad (1.55)$$

1.17. МОДЕЛИ НЕОСВЕЩЕННОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Вольт-амперные характеристики неосвещенных (полностью затененных) солнечных батарей достаточно точно описываются с помощью моделей солнечных элементов, представленных в § 1.12, где $I_{к.з}$ считают равным 0. Нали-

ние температурных градиентов и разброса вольт-амперных характеристик солнечных элементов не влияет на точность инженерных расчетов, проводимых с помощью данных моделей. Знание особенностей поведения неосвещенных солнечных элементов необходимо также при проверке параметров солнечных батарей (без использования имитаторов Солнца) путем измерения темновой вольт-амперной характеристики батареи.

1.18. МОДЕЛИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ С БЛОКИРУЮЩИМИ ДИОДАМИ

Блокирующие диоды можно рассматривать как последовательно подключенные элементы, описываемые в общем виде следующим уравнением:

$$I_d = I_{dн} \left\{ \exp \left[\frac{q(V_d - I_d R_{d.п})}{DkT} \right] - 1 \right\}, \quad (1.56)$$

где I_d — ток диода; $I_{dн}$ — ток насыщения диода; V_d — напряжение на диоде; $R_{d.п}$ — внутреннее последовательное сопротивление диода.

Однако часто при анализе солнечных батарей с достаточной для практических целей точностью уравнение блокирующего диода можно записать в виде приближенного уравнения (1.57):

$$V_d = V_{d.п} + I_d R_{d.п}, \quad (1.57)$$

где $V_{d.п}$ — напряжение пробоя диода, причем для кремниевых диодов $V_{d.п} = 0,6$ В.

1.19. СОЛНЕЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ, НАХОДЯЩИЕСЯ ПОД ОБРАТНЫМ НАПРЯЖЕНИЕМ СМЕЩЕНИЯ

Здесь рассмотрены проблемы, возникающие при анализе электрической цепи солнечной батареи с учетом явления местного перегрева, а также аналитические методы их решения. В общем случае батарею солнечных элементов можно разбить на несколько модулей (также называемых цепочками) соединенных с основными шинами солнечной батареи и через блокирующие диоды. Выходное напряжение солнечной батареи поддерживается относительно постоянным с помощью некоторого регулятора вне зависимости от выходных параметров самой батареи. Обозначения приведены на рис. 1.19. Каждую группу, в которой возможно появление дефектного солнечного элемента (например, из-за обрыва контакта или затенения), можно изолировать от остальной цепочки, как показано на рис. 1.20.

Обратные напряжения на солнечных элементах, соединенных параллельно с дефектным элементом, можно найти, решив соответствующие уравнения электрических цепей. Ниже приведены уравнения для токов в узлах и напряжений в контуре при данном направлении тока I_1 .

$$\text{Узел А: } I_{\text{деф}} - I_{\text{исп}} = 0. \quad (1.57a)$$

$$\text{Узел Б: } I_{\text{исп}} - I_1 = 0. \quad (1.57б)$$

$$\text{Контур } I_1: V_{\text{деф}} + V_{\text{исп}} - V_б = 0. \quad (1.57в)$$

Эти нелинейные уравнения, справедливые для первого и второго квадрантов системы координат, в которой обычно изображается вольт-амперная характеристика, должны решаться совместно численными или графическими методами. Ниже рассмотрен графический метод.

Прежде всего с учетом экспериментальных данных строятся вольт-

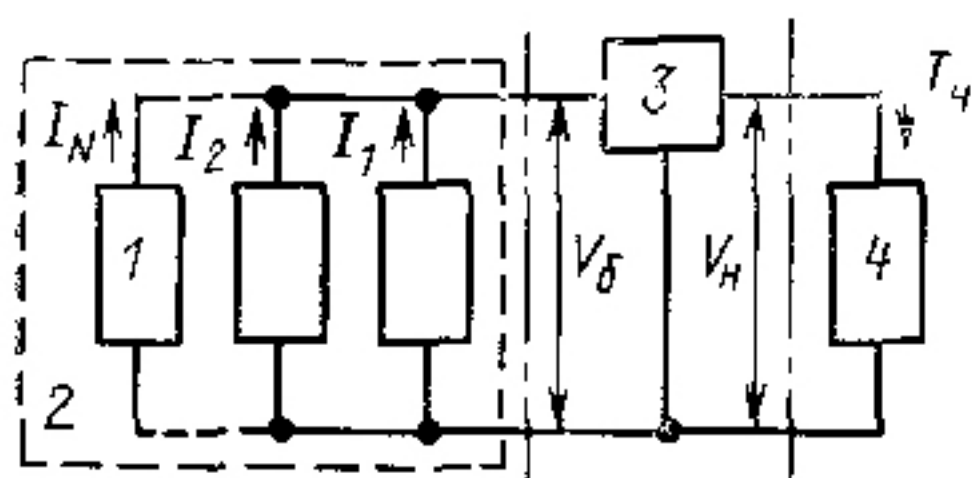


Рис. 1.19.

Рис. 1.19 Структурная схема единой системы энергоснабжения с солнечной батареей в качестве первичного генератора электроэнергии: 1 — модуль солнечных элементов, состоящий из s последовательно и p параллельно соединенных элементов; 2 — солнечная батарея; 3 — регулятор; 4 — нагрузка

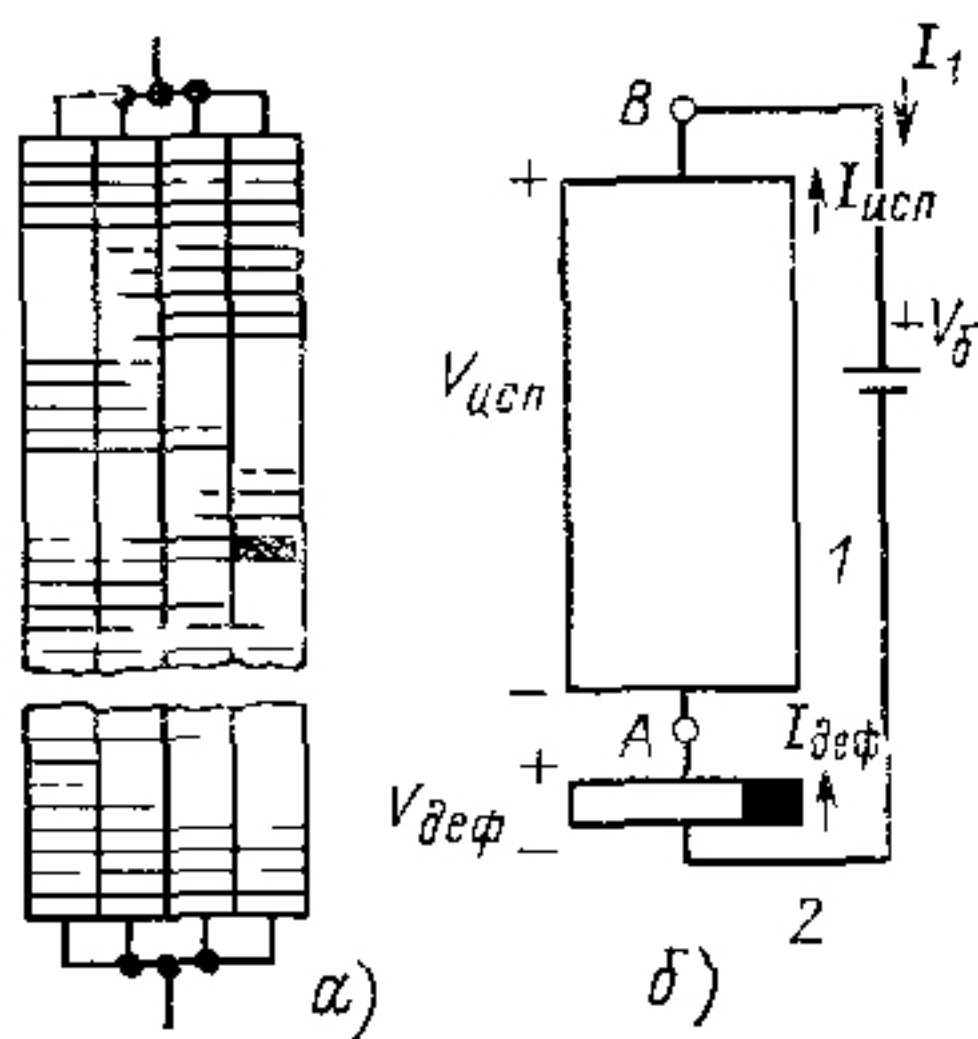


Рис. 1.20.

Рис. 1.20. Модуль, содержащий четыре элемента, соединенных параллельно, и пять элементов, соединенных последовательно, один из которых поврежден (на рисунке он зачернен) (а), и модель изолированного от остальной части солнечной батареи модуля, разделенного на исправную (1) и дефектную (2) части (б)

амперные характеристики трех элементов электрической цепи (см. рис. 1.20). На рис. 1.21, например, приведены комбинированные вольт-амперные характеристики для двух вариантов конструкции, в частности для двух и четырех элементов, включенных параллельно со 154 последовательно соединенными элементами. В каждом случае обратные токи утечки различны. В первом случае с учетом результатов, полученных на экспериментальных образцах элементов, ток утечки должен быть очень мал

(при любом напряжении), а во втором — ток утечки достаточно большой. Метод построения вольт-амперных характеристик цепей, состоящих из частично затененных (или незатененных) солнечных элементов, рассмотрен в § 1.12—1.14.

Графическое решение уравнений 1.57 с использованием результатов, приведенных на рис. 1.21, следующее: из уравнений (1.57а) и (1.57б) видно, что ток во всех элементах цепи одинаков: $I_{\text{деф}} = I_{\text{исп}} = I_1$. Задача состоит в том,

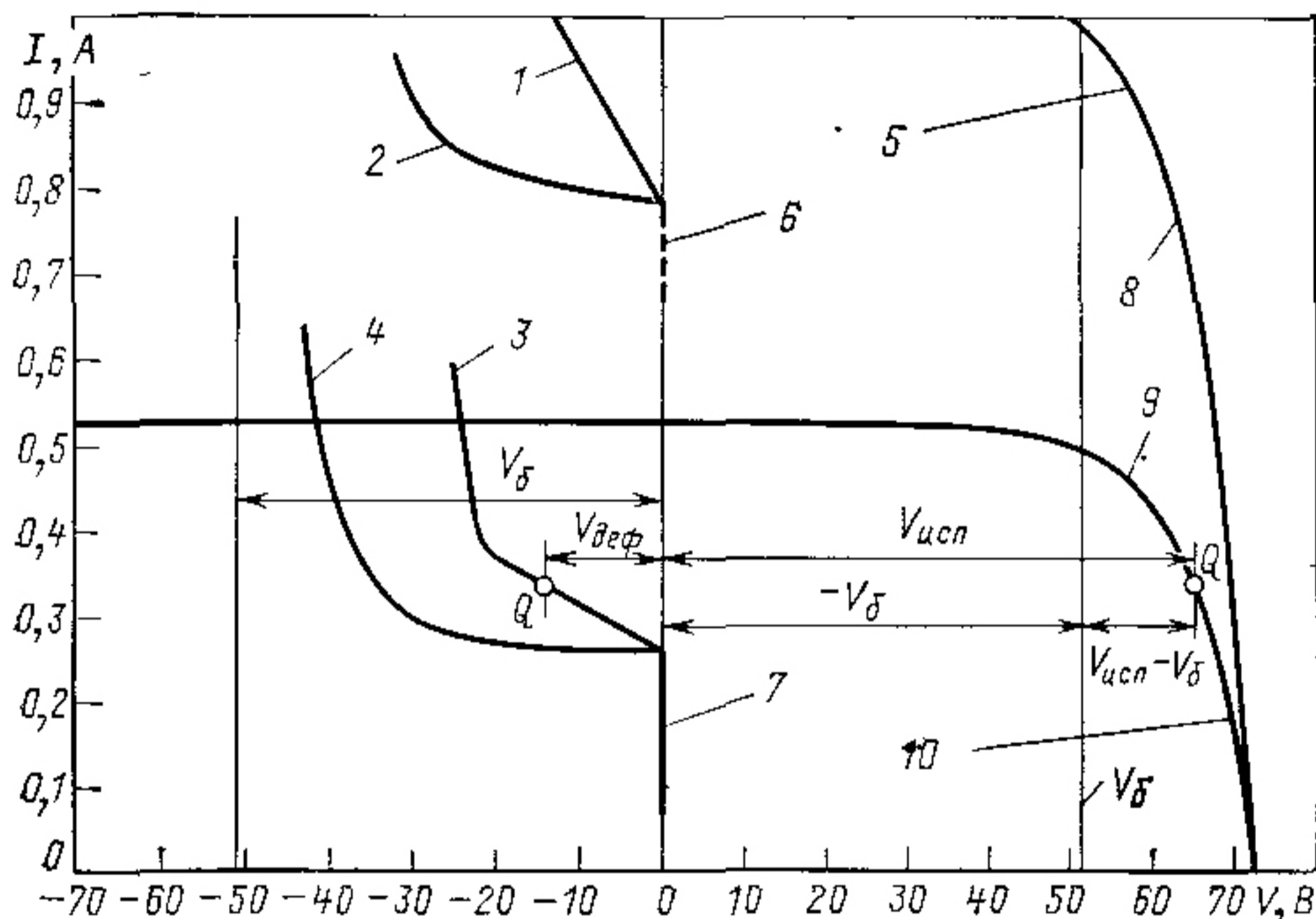


Рис. 1.21. Вольт-амперные характеристики солнечной батареи обычной конструкции при $T=77^\circ\text{C}$.

1 — характеристика трех элементов с дефектами при больших обратных токах; 2 — характеристика трех элементов с дефектами при малых обратных токах; 3 — характеристика элемента с дефектом при больших обратных токах, 4 — характеристика элемента с дефектом при малых обратных токах; 5 — характеристика четырех параллельно соединенных элементов, 6 — характеристика трех элементов с дефектами 7 — характеристика одного элемента с дефектом, 8 — характеристика четырех исправных параллельно соединенных элементов 9 — характеристика двух исправных параллельно соединенных элементов; 10 — характеристика двух параллельно соединенных элементов

чтобы найти значение тока, которое удовлетворяет уравнению (1.57б), т. е. определить ток, при котором $V_{\text{деф}} = -V_{\text{исп}} = V_{\delta}$ (заметим, что $V_{\text{деф}}$ — отрицательная величина и знаки выбраны с учетом этого обстоятельства). Графическое решение можно упростить, построив зависимость $I_{\text{исп}}(V_{\text{исп}} - V_{\delta})$ вместо $I_{\text{исп}}(V_{\text{исп}})$ и изменив знак перед $V_{\text{деф}}$ (рис. 1.22). Пересечением кривых сразу определяются рабочие точки Q_1 — Q_4 . На рис. 1.22 показаны только четыре рабочие точки. На практике все обстоит сложнее. В кон-

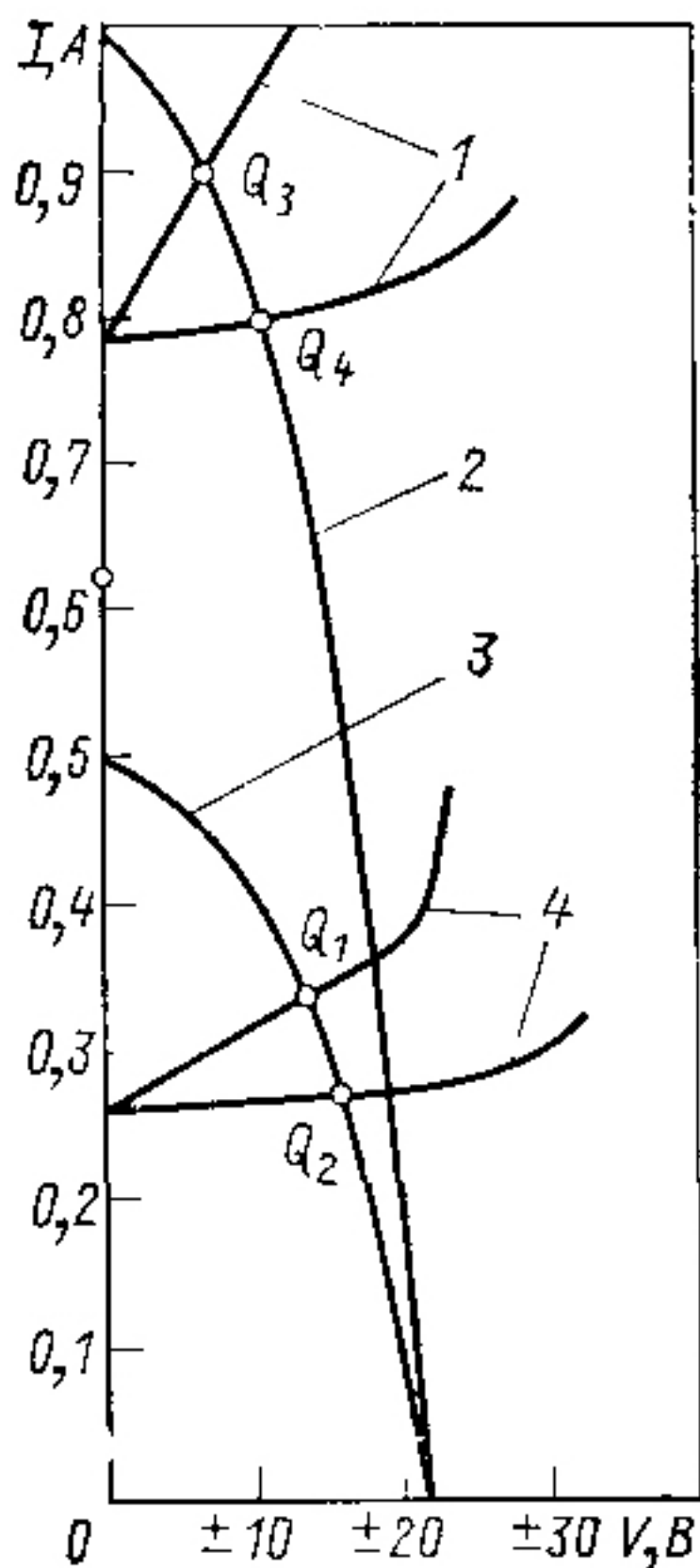


Рис. 1.22. Графическое определение рабочих точек для солнечных батарей при $T=77^{\circ}C$: 1 — характеристика трех элементов с дефектом при больших (верхняя кривая) и малых (нижняя кривая) обратных токах; 2 — характеристика четырех параллельно соединенных исправных элементов; 3 — характеристика двух параллельно соединенных исправных элементов; 4 — характеристика элемента с дефектом при больших (верхняя кривая) и малых (нижняя кривая) обратных токах

струкции с двумя параллельно соединенными элементами ($p=2$) исправный и незатененный элемент в отдельной дефектной группе могут находиться под обратным напряжением смещения в любой точке интервала, ограниченного точками Q_1 и Q_2 , если, конечно, его обратные характеристики лежат в этом диапазоне. В конструкции с четырьмя параллельно соединенными элементами ($p=4$) дефектная группа может находиться под обратным напряжением смещения

в интервале, ограниченном точками Q_3 и Q_4 . Однако энергия, рассеиваемая тремя исправными и незатененными элементами и определяемая точками Q_3 и Q_4 (рис. 1.22), делится между этими элементами поровну только при наличии у них одинаковых обратных характеристик. Если обратные характеристики различны, то одним элементом может поглощаться больше энергии, чем другим.

1.20. ПОГЛОЩЕНИЕ ЭНЕРГИИ ЭЛЕМЕНТАМИ, НА КОТОРЫЕ ПОДАЕТСЯ ОБРАТНОЕ НАПРЯЖЕНИЕ СМЕЩЕНИЯ

Суммарный поток энергии, который вызывает нагрев солнечного элемента, находящегося под обратным напряжением смещения, состоит из энергии солнечного излучения, падающего на данный элемент, и электрической энергии, определяемой напряжением обратного смещения, подаваемым на солнечный элемент, а также обратным током. Это заключение можно сделать, составив энергетический баланс или рассмотрев электрическую цепь солнечного элемента.

Энергетический баланс. Установившаяся температура T (абсолютная) солнечного элемента, находящегося в космо-

се, определяется уравнением баланса потоков энергии (или баланса мощностей) (рис. 1.23)

$$P_p = P_c - P_a. \quad (1.58)$$

На основании закона Стефана — Больцмана запишем

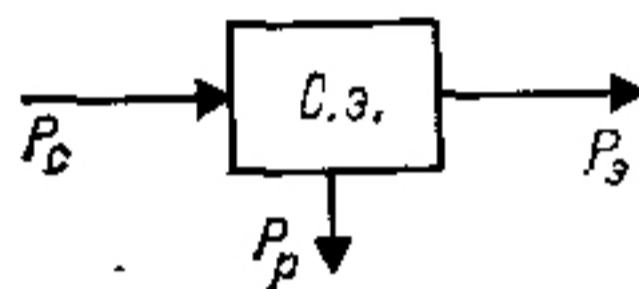
$$P_p = \varepsilon k T^4. \quad (1.59)$$

Здесь ε — излучательная способность.

Мощность P_c солнечного излучения и выходная электрическая мощность элемента P_a — независимые переменные. Мощность P_p , отводимая от солнечного элемента в виде теплоты, является зависимой переменной. Мощность P_a зависит от нагрузки, однако при пассивной нагрузке она ограничена значением $\eta_{\max} P_c$ (η_{\max} — максимальный

Рис. 1.23. Энергетический баланс солнечного элемента:

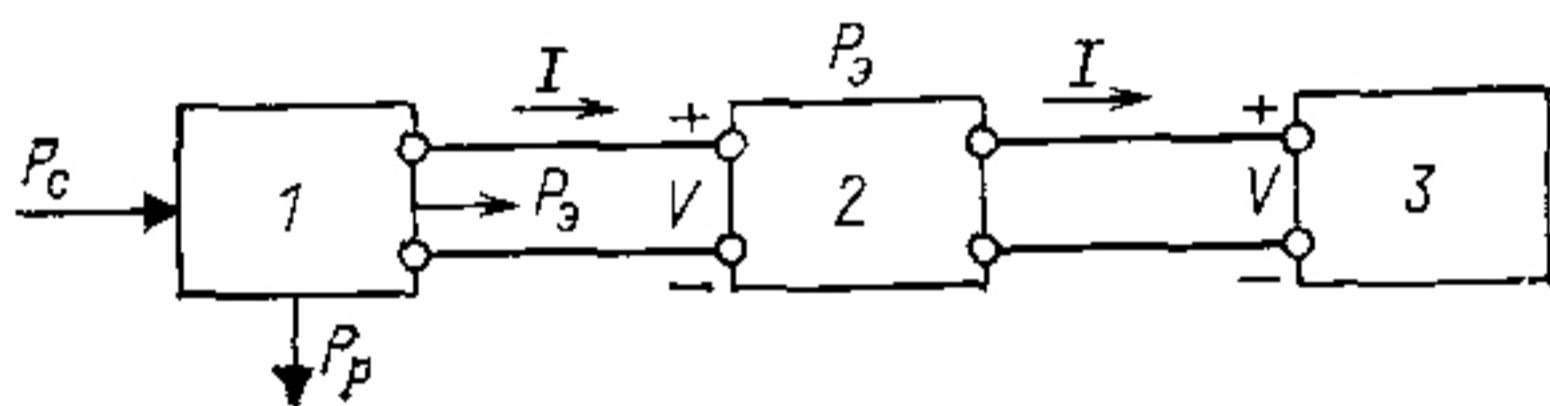
P_c — энергия солнечного излучения; P_a — электрическая энергия, отдаваемая нагрузке; P_p — энергия, рассеиваемая в виде теплоты



к. п. д. солнечного элемента в реальных условиях работы) Если в нагрузке имеется источник энергии, то P_a может принимать большие отрицательные значения, что говорит о рассеянии элементом теплоты.

Если элемент работает в нормальном режиме¹, то ваттметр на рис. 1.24 покажет выходную мощность элемента. Когда элемент попадает под обратное напряжение смеще

Рис. 1.24. Измерение мощности, отдаваемой нагрузке: 1 — солнечный элемент; 2 — ваттметр (идеальный); 3 — нагрузка



ния, то V (рис. 1.24), а следовательно, и P_a становятся отрицательными, т. е. элемент потребляет энергию. С учетом уравнения (1.58) запишем

$$P_p = P_c - (-P_a) = P_c + P_a. \quad (1.60)$$

Из этого уравнения следует, что рассматриваемый солнечный элемент поглощает как энергию солнечного излучения P_c , так и электрическую энергию $P_a = VI$, которую можно измерить ваттметром или с помощью вольтметра и амперметра. Произведение VI при установившемся постоянном токе всегда показывает точное значение рассеиваемой мощности.

¹ В режиме отдачи электрической мощности нагрузке. — Прим. пе

Электрическая цепь. При положительных выходных напряжениях солнечного элемента (рис. 1.25) зависимости тока элемента и его выходной мощности от напряжения имеют вид кривых, представленных на рис. 1.26 и лежащих справа от оси координат. Из рис. 1.26, в следует, что при максимальной мощности, вырабатываемой солнечным элементом, мощность P_p , расходуемая на его нагрев, минимальна.

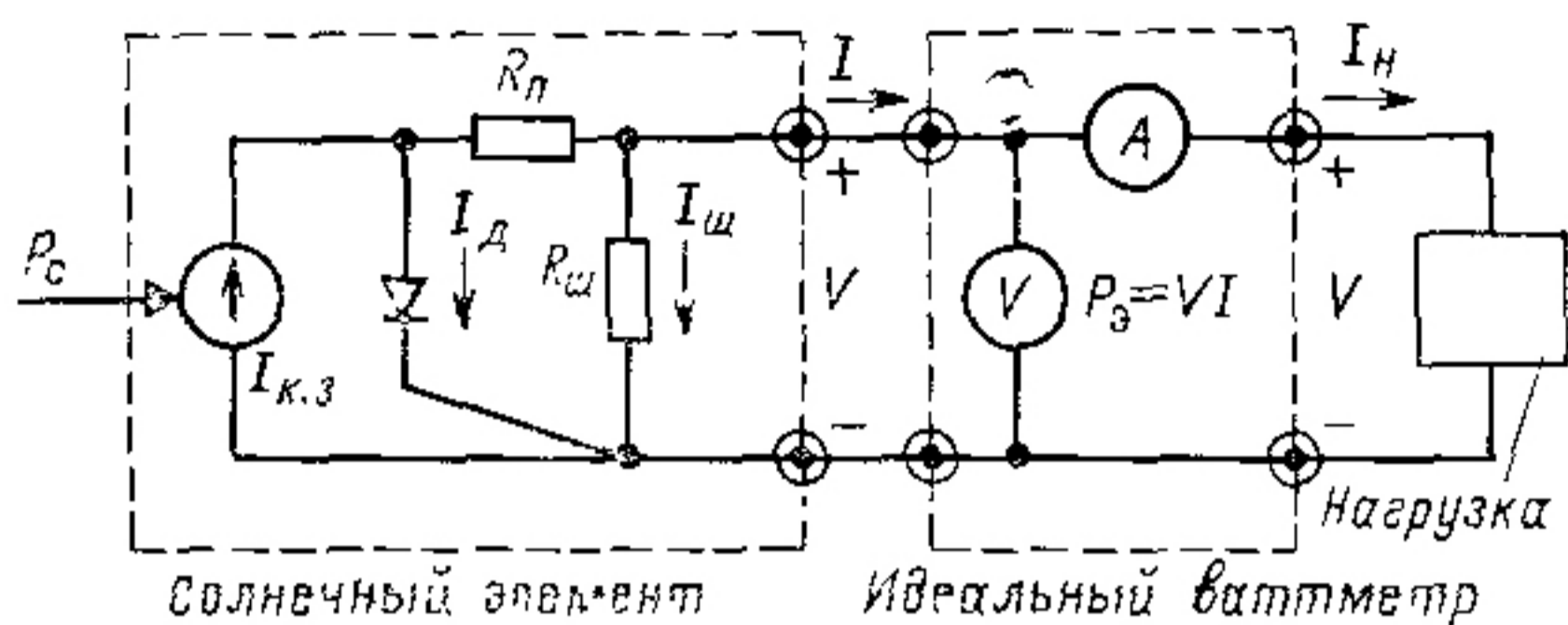


Рис. 1.25. Модель солнечного элемента, соединенного с нагрузкой (см. в тексте ограничения для нее)

При отрицательных напряжениях на элементах, т. е. при наличии обратных напряжений смещения, выходная мощность элемента также отрицательна (рис. 1.25). Это означает, что энергия рассеивается солнечным элементом (см. также рис. 1.24). Из рис. 1.26 видно, что P_p увеличивается с ростом обратного напряжения смещения.

Из рис. 1.25 следует, что при изменении знака напряжения V избыток тока (т. е. ток, равный разности $I - I_H$) будет протекать через $R_{ш}$ из-за наличия блокирующих диодов. Рассеиваемая элементом энергия по-прежнему неза-

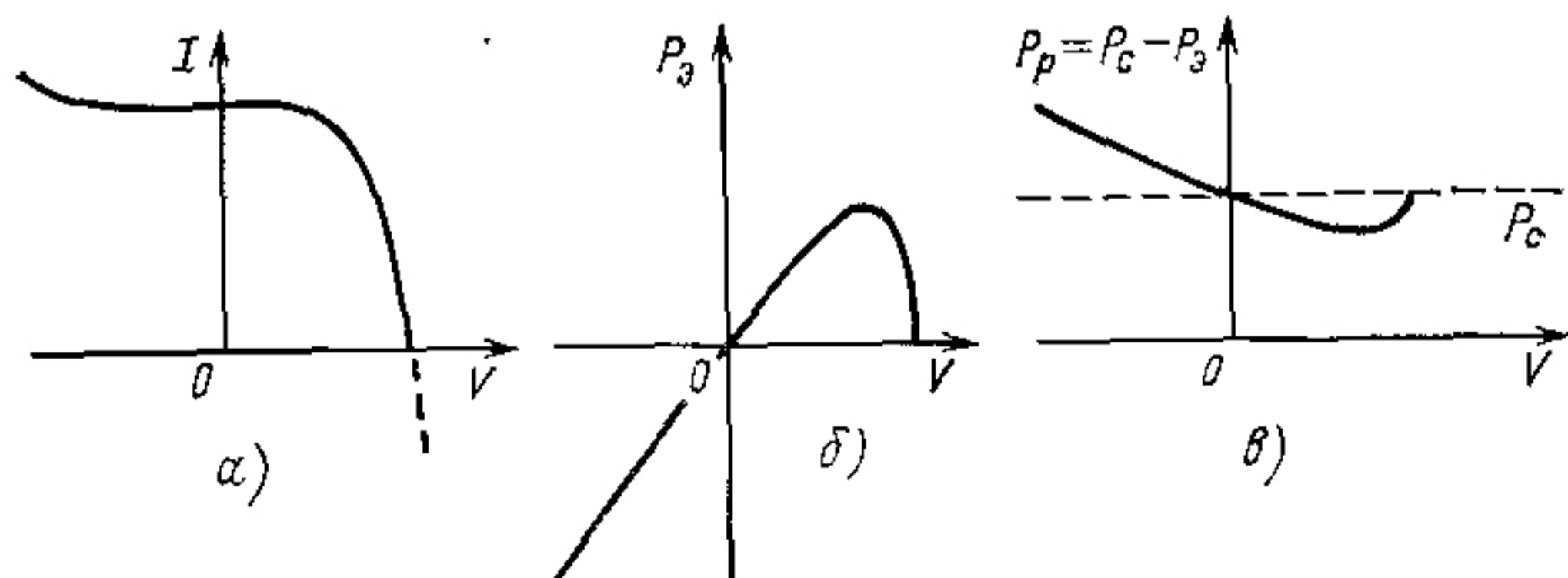


Рис. 1.26. Зависимость энергии, рассеиваемой солнечным элементом в виде тепла, от обратного напряжения смещения:

а — вольт-амперная характеристика солнечного элемента; б — выходная ($P_3 > 0$) и рассеиваемая мощности ($P_3 < 0$) солнечного элемента; в — энергия, идущая на нагрев солнечного элемента

висимо определяется P_c , P_z и $P_p = P_c - P_z$. В случае полного затенения $P_c = 0$ и $P_p = -P_z$. Следовательно, при полном затенении от кривой $P_p(V)$ (рис. 1.26) остается только часть, лежащая слева от оси ординат.

1.21. АНАЛИЗ ВЫХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Основной электрической характеристикой солнечной батареи является максимальная выходная мощность (эта мощность отличается от действительной выходной мощности, зависящей от нагрузки) при данных конкретных условиях работы и влиянии окружающей среды. Теоретический расчет рабочих характеристик солнечной батареи называют иногда анализом работы батареи или расчетом выходных параметров.

Теоретический расчет электрических рабочих характеристик состоит из:

- описания характера работы солнечного элемента с точки зрения электрических параметров;
- определения деградационных факторов, связанных с конструкцией солнечного элемента, и батареи;
- выражения всех факторов окружающей среды через рабочие температуры солнечных элементов;
- вычисления максимальной выходной мощности батареи солнечных элементов.

Разумеется, далеко не все исходные данные и конструктивные параметры, приводимые в этом параграфе, применимы для любых конструкций батарей и областей их применения. Для некоторых типов конструкций и областей применения может потребоваться использование дополнительных исходных данных или рассмотрение других конструктивных параметров.

Общий аналитический подход, рассмотренный в этом параграфе, предполагает наличие детальной конструкции солнечного элемента, который предназначен для работы в наземных условиях или в космосе. Более подробно конструирование и разработка солнечной батареи рассмотрены в гл. 2. Детальный теоретический расчет рабочих характеристик солнечной батареи состоит из сбора исходных данных, проведения вспомогательного анализа и проведения анализа выходных параметров солнечной батареи.

На рис. 1.27 показан общий аналитический подход к расчету и к путям обмена информацией на различных стадиях анализа. Многие из параметров, которые характеризуют космическую солнечную батарею, справедливы и

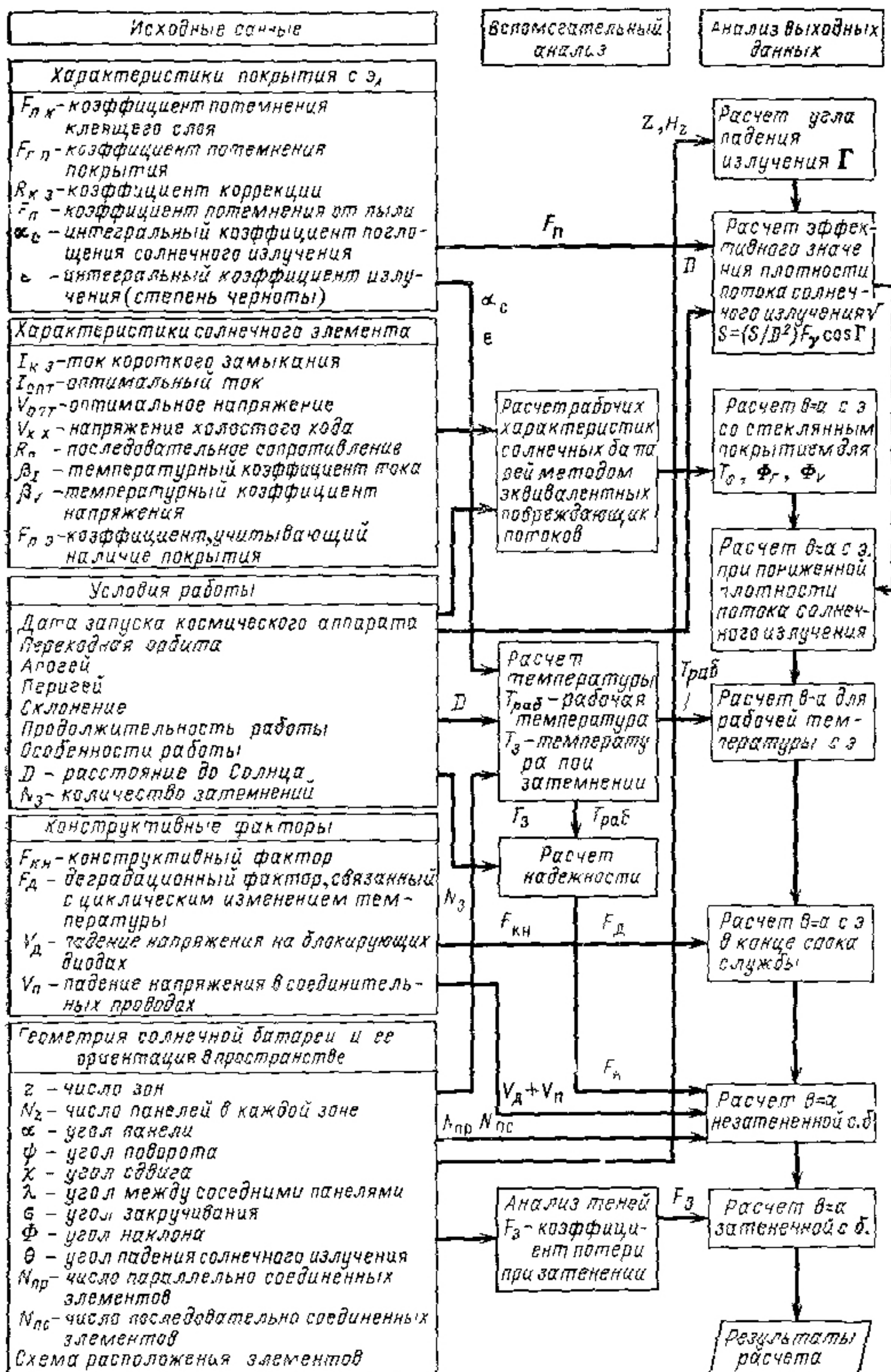


Рис. 1.27. Расчет рабочих характеристик солнечных батарей для работ в космосе (можно использовать для наземных солнечных батарей)

для наземных батарей. Расчет выходных параметров солнечной батареи с помощью ЭВМ основан на широко применяемом методе перемещений вольт-амперной характеристики в пределах системы координат $I-V$, учитывающем различные влияния окружающей среды и параметров нагрузки на характеристики батареи. Теоретический расчет рабочих характеристик солнечных батарей и прогнозирование процесса их деградации под действием космической радиации проводились с использованием метода эквивалентных повреждающих потоков электронов с энергией 1 МэВ, направленных по нормали к поверхности элементов. Этот поток заменяет в лабораторных условиях воздействие интегрального потока всех частиц и доз, характерных для параметров орбиты данного космического аппарата (см. § 2.32). Для оценки степени потемнения защитных покрытий применялись данные натуральных испытаний элементов во время космических полетов. Однако это не исключает возможности использования любых других методов для определения как величины деградации самого солнечного элемента, так и степени потемнения покрытия солнечного элемента и клеящего слоя.

Процесс выбора исходных данных для проектирования описан в гл. 5, а процесс проектирования солнечных батарей — в гл. 2. Анализ выходных параметров батареи и вспомогательный анализ описаны в данной главе, а их применение рассмотрено в гл. 2.

Ниже дано определение исходных данных для проектирования (рис. 1.27) в колонке «Исходные данные».

Характеристики покрытий солнечных элементов. Коэффициент оптического поглощения учитывает все факторы, влияющие на количество излучения, достигающего активной поверхности солнечного элемента:

$$F(\theta, \Phi_{уф}, \Phi_{к}, t) = F_{пк}(\Phi_{уф}, \Phi_{к}) F_{пп}(\Phi_{уф}, \Phi_{к}) \times \\ \times R_{кз}(\theta, \Phi_{уф}, \Phi_{к}) F_{п}(t), \quad (1.61)$$

где $F_{пк}$ — коэффициент потемнения клеящего слоя, определяемый отношением тока короткого замыкания элемента после потемнения клеящего слоя к току короткого замыкания элемента перед его потемнением; $F_{пп}$ — коэффициент потемнения покрытия, определяемый отношением токов короткого замыкания после и до потемнения покрытия; $R_{кз}$ — относительная величина тока короткого замыкания, определяемая как отношение тока короткого замыкания солнечного элемента, измеренного при данном угле отклонения солнца θ , к току короткого замыкания, вычисленному

через $\cos \theta$ (т. е. $R_{к.з}$ — коэффициент коррекции, учитывающий зависимость $I_{к.з}$ от косинуса угла падения света); $F_{п}$ — коэффициент потемнения, учитывающий поглощение излучения слоем пыли, а также увеличение этого поглощения с течением времени; он определяется отношением тока короткого замыкания солнечного элемента после потемнения под влиянием пыли к току элемента с чистой поверхностью; $F(\theta, \Phi_{уф}, \Phi_{к}, t)$ — обозначение функциональной зависимости коэффициента F от $\theta, \Phi_{уф}, \Phi_{к}, t$. Здесь $\Phi_{уф}$ — доза ультрафиолетового облучения; $\Phi_{к}$ — доза корпускулярного облучения; t — время эксплуатации или нахождения на орбите.

Интегральные оптические и теплофизические коэффициенты — коэффициенты поглощения солнечной радиации α_c и степени черноты ε — также являются функциями $\Phi_{уф}$ и $\Phi_{к}$. Для наземных солнечных батарей вводится дополнительно коэффициент конвективной теплоотдачи батареи.

Характеристики солнечного элемента. Электрические характеристики конкретных солнечных элементов или модулей, которые предполагается использовать в конструкции, можно взять у разработчиков элементов. Ниже перечислены характеристики солнечного элемента, необходимые для проведения анализа выходных характеристик солнечного элемента.

1. Вольт-амперные характеристики солнечного элемента для стандартных условий (т. е. при температуре элемента 25°C , плотности потока падающего излучения, равного 1 солнечной постоянной, и при спектральном составе излучения, соответствующем АМ1 или АМ0), а для космических батарей — до и после облучения электронами с энергией 1 МэВ.

2. Температурные коэффициенты тока (β_I), напряжения (β_V) и мощности (β_P) солнечного элемента или модуля до и после (для космических батарей) облучения электронами с энергией 1 МэВ.

3. Коэффициент, учитывающий наличие покрытия солнечного элемента. Этот коэффициент определяется следующим образом.

$$F_{п.э} = I_{к.з}(\Pi) / I_{к.з}(\text{H}),$$

где Π и H соответствуют току короткого замыкания $I_{к.з}$ элемента, покрытого и не покрытого защитным слоем. Обычно для солнечных элементов, покрытых SiO_x , $F_{п.э} < 1$, а для солнечных элементов, покрытых Ta_2O_5 , $F_{п.э} \geq 1$.

4. Последовательное сопротивление солнечного элемента.

Условия работы. Перечисленные на рис. 1.27 условия работы солнечных батарей определяют следующие факторы.

- 1) доза радиационного облучения солнечного элемента (только для космических батарей);
- 2) уровень освещенности солнечного элемента;
- 3) рабочая температура солнечного элемента;
- 4) уровень механических напряжений в солнечной батарее, возникающих вследствие циклического изменения температуры. Дата запуска космического аппарата выбирается с учетом прогнозируемых протонных солнечных вспышек.

Конструктивные факторы учитывают ухудшение выходных характеристик солнечного элемента или модуля, связанное с наличием неизбежных или сознательно выбранных (исходя из других требований) параметров процессов сборки и монтажа солнечных элементов или модулей. Конструктивные факторы могут быть выражены в виде безразмерных коэффициентов при выходной мощности, напряжении или токе, а также в виде дифференциальных последовательных сопротивлений или разности потенциалов. На практике обычно используют коэффициенты, а также вводят определенный процент падения напряжения, возникающий при сборке и монтаже батарей.

Конструктивные факторы могут изменяться в течение срока службы или времени нахождения на орбите. У блокирующих диодов, например, после воздействия на них корпускулярного излучения уменьшается падение напряжения в прямом направлении и увеличиваются обратные токи утечки.

Другим примером может служить потеря проводимости в направлении протекания тока слоем припоя, нанесенным на межэлементные соединения, из-за деформации при циклическом изменении температуры. Все конструктивные и деградиционные конструктивные факторы можно свести к следующим параметрам: *конструктивный фактор* (учитывающий ухудшение выходных характеристик солнечного элемента, связанное с изменениями свойств паяных и сварных соединений и т. д.); *коэффициент деградации* выходных характеристик солнечного элемента, связанный с циклическим изменением температуры; *падение напряжения* на блокирующих диодах; *падение напряжения* в межэлементных соединениях и электропроводке, связанное с наличием у них активного сопротивления и с его изменением.

Геометрия солнечной батареи и ее пространственная ориентация. Конфигурация батареи солнечных элементов и ее ориентация относительно Солнца также определяют количество солнечного излучения, поглощаемого солнечными элементами, а следовательно, и рабочую температуру солнечной батареи и ее выходные параметры.

1.22. ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ВОЛЬТ-АМПЕРНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Наилучшим методом теоретического определения рабочих характеристик солнечного элемента и солнечной батареи являются перемещение вольт-амперной характеристики элемента или батареи вдоль осей тока и напряжения и подгонка при необходимости формы характеристики. Последовательность перемещений данной кривой приведена ниже.

1. Получают исходные характеристики солнечного элемента без покрытия для стандартных условий (т. е. при температуре элемента 25°C , плотности потока солнечного излучения, равного 1 солнечной постоянной, и при спектральном составе, соответствующем АМО для космических батарей или АМ1¹ для наземных солнечных батарей).

2. Приводят значения $I_{к.з}$, $I_{опт}$, $V_{опт}$ и $V_{х.х}$, измеренные при стандартных условиях, к условиям измерений после радиационного повреждения, приведенного к эквивалентному радиационному повреждению под влиянием определенного потока частиц с энергией 1 МэВ (Это делается только для космических солнечных батарей.)

3. Приводят вольт-амперные характеристики в соответствие с реальным значением плотности потока солнечного излучения, проходящего к активной поверхности солнечного элемента через потемневшие оптические элементы при определенных углах падения света. Здесь же учитывается снижение или, наоборот, улучшение выходных параметров, связанные с нанесением покрытия. При необходимости корректируют форму вольт-амперной характеристики.

4. Приводят вольт-амперные характеристики в соответствие с рабочей температурой. При необходимости вновь проводят коррекцию формы кривой.

5. На основании полученной вольт-амперной характеристики солнечного элемента строят характеристику солнечной батареи с учетом потерь в блокирующих диодах, проводах с учетом влияний внешнего сопротивления.

¹ Стандартными условиями в США и странах Западной Европы считаются для наземных солнечных батарей условия АМ1,5, а в СССР и странах СЭВ — АМ1 и АМ1,5 [1*, 2*]. — Прим. ред. пер.

1.23. РАСЧЕТ УГЛА ПАДЕНИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ

Расположим батарею солнечных элементов в центре декартовой системы координат так, чтобы ось вращения батареи или ось симметрии совпала с одной из осей координат (рис. 1.28—1.30) для нескольких основных конфигураций солнечных батарей.

Батарея разбивается на z зон. Каждая зона содержит только те панели солнечных элементов, проекции единичного нормального вектора которых на ось вращения равны, т. е. у которых угол α одинаков. Каждая зона в свою

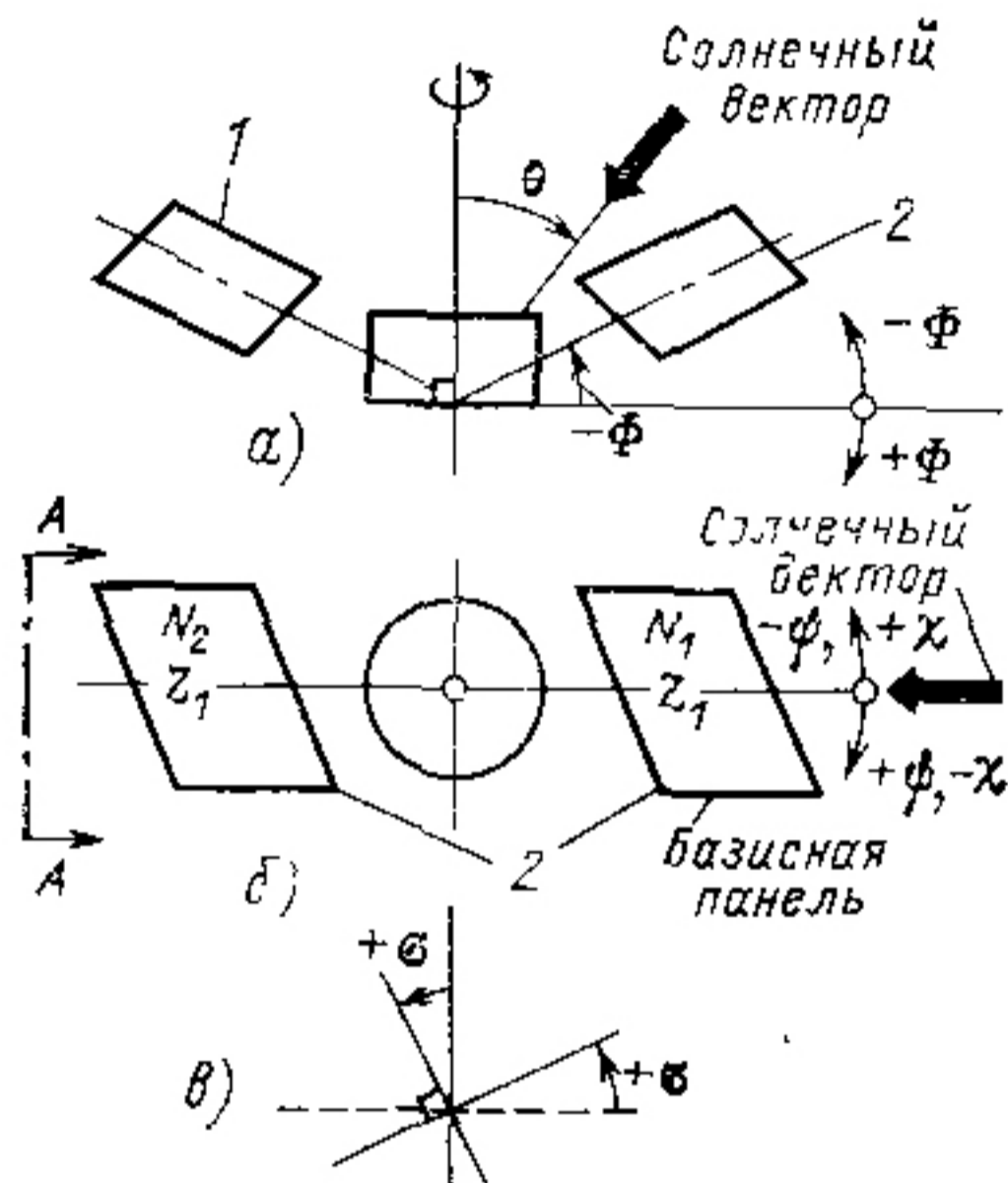


Рис. 1.28. Вид сбоку (а) солнечной батареи панельной (лопастной) конфигурации, вид сверху (б) (нумерация панелей ведется против часовой стрелки) и вид в направлении AA (в):

1 — тыльная сторона панели; 2 — передняя сторона

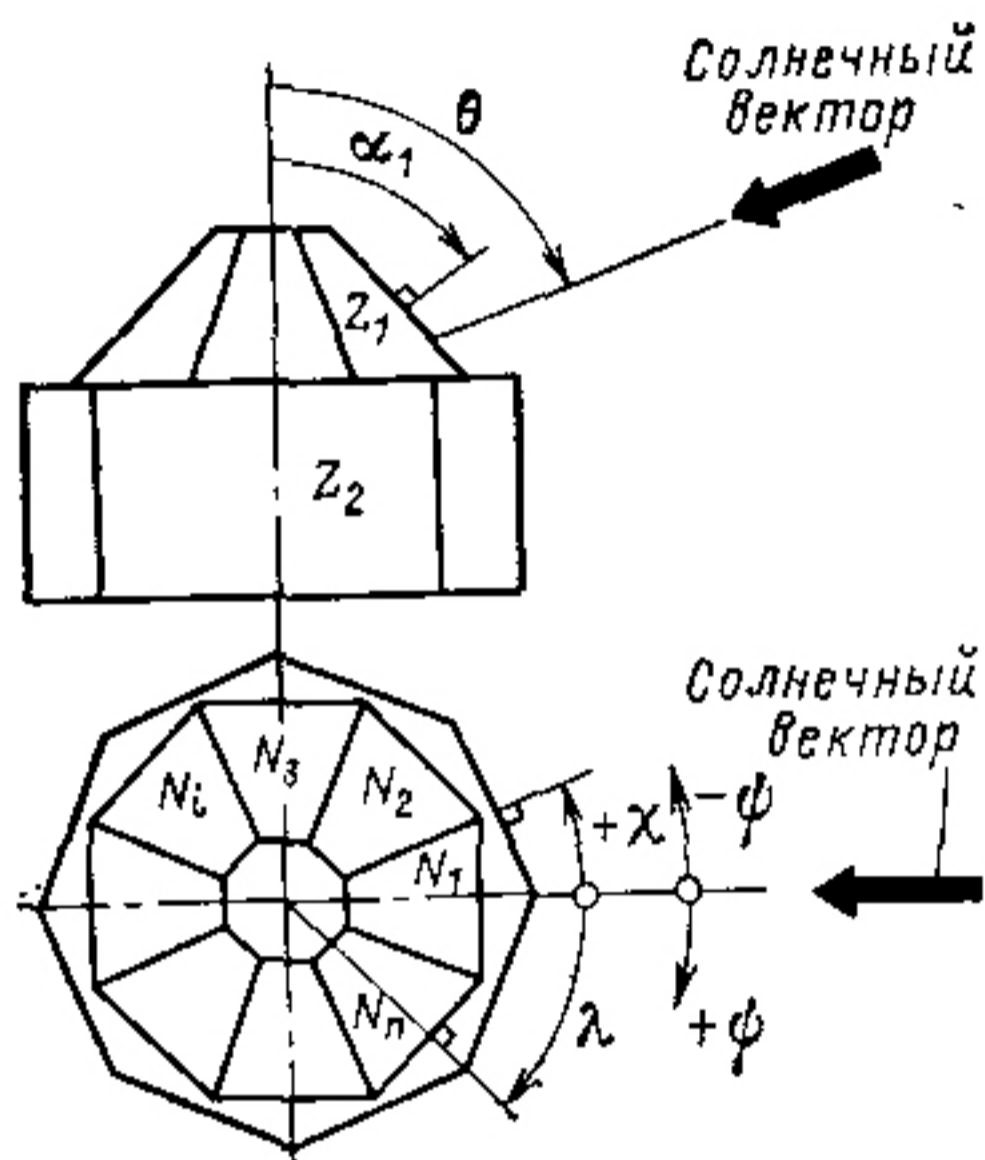


Рис. 1.29. Геометрия солнечных батарей, выполненных в виде плоских панелей или размещенных на объемном теле

очередь разбивается на N панелей или лопастей. Каждая лопасть или панель образует с соседней угол λ . Угол λ измеряется в плоскости, перпендикулярной оси вращения (наблюдатель смотрит вдоль оси вращения), и всегда положителен.

Нормальный единичный вектор первой панели или лопасти первой зоны расположен (для удобства) в плоскости, образованной данным единичным вектором и линией Солнце — батарея (солнечным вектором).

Проекция (на плоскость, перпендикулярную оси вращения) единичного вектора первой панели второй зоны

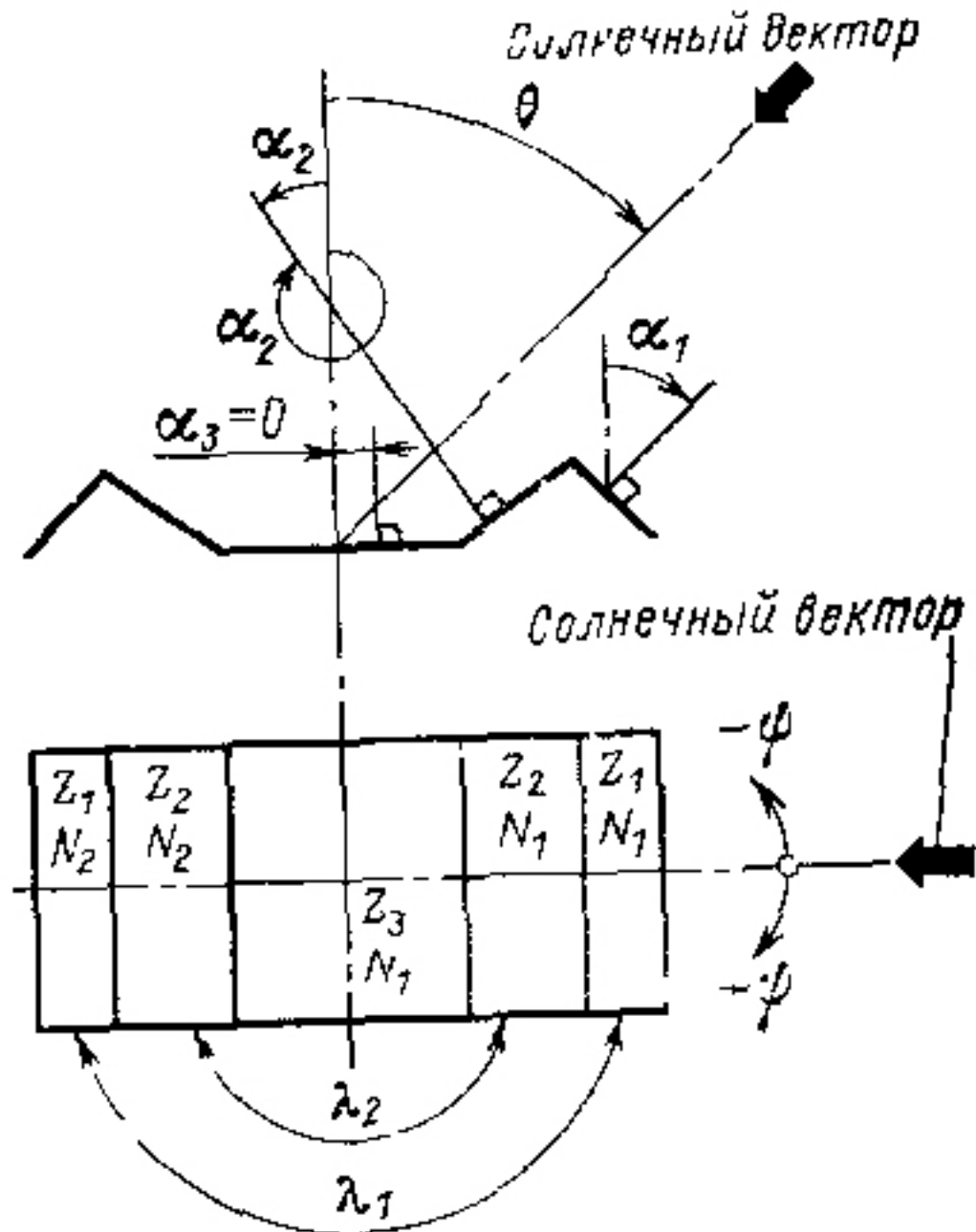


Рис. 1.30 Геометрия солнечной батареи, выполненной в виде плоских панелей

образует с проекцией единичного вектора первой панели первой зоны угол χ . Когда проекции единичных векторов параллельны, $\chi=0$.

Батарею можно поворачивать в системе координат, вводя угол поворота ψ . Для удобства обычно считают $\psi=0$.

При лопастной конфигурации батареи оси, проходящие через каждую лопасть

и направленные от оси вращения, могут образовывать угол Φ с плоскостью, перпендикулярной оси вращения, т. е. быть приподнятыми над ней. Если ось лопасти перпендикулярна оси вращения, то $\Phi=0$.

Каждая лопасть также повернута относительно положения, параллельного плоскости, перпендикулярной оси вращения, на угол σ . Этот угол отсчитывается в направлении против часовой стрелки, если смотреть на ось поворота в направлении оси вращения.

У батарей, размещенных на объемном теле, и у батарей, выполненных в виде плоских панелей, все нормальные единичные векторы одной зоны образуют с осью вращения угол σ .

Угол падения Γ для каждой панели или лопасти солнечной батареи при заданном угле θ между осью вращения батареи (вектором вращения) и линией Солнце — батарея (солнечным вектором) можно определить из уравнений (1.62) или (1.62б) соответственно. Определения этих углов приведены выше и показаны на рис. 1.28—1.30.

Лопастная конфигурация солнечной батареи. Панель этой солнечной батареи с номером i описывается следующим уравнением:

$$\begin{aligned} \cos \Gamma_i = & \sin \sigma \sin \theta \sin [\psi + (N_i - 1)\lambda + \chi] + \\ & + \cos \sigma \sin \Phi \sin \theta \cos [\psi + (N_i - 1)\lambda + \chi] + \\ & + \cos \sigma \cos \Phi \cos \theta. \end{aligned} \quad (1.62a)$$

Батареи в виде плоских панелей, размещенные на объемном теле. Для i -й панели такой солнечной батареи справедливо уравнение

$$\cos \Gamma_i = \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha \cos [\psi + (N_i - 1)\lambda + \chi]. \quad (1.62б)$$

1.24. РАСЧЕТ ЭФФЕКТИВНОГО ЗНАЧЕНИЯ ПЛОТНОСТИ ПОТОКА СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Эффективное значение плотности потока солнечного излучения является действительным эффективным уровнем освещенности активной поверхности солнечного элемента:

$$S' = (S_0 D^2) F_{\gamma} \cos \Gamma, \quad (1.63)$$

где S — плотность потока солнечного излучения, выраженная в единицах солнечных постоянных; D — расстояние от батареи до Солнца, выраженное в астрономических единицах (а. е.); F_{γ} — коэффициент, учитывающий оптическую прозрачность покрытия солнечного элемента; Γ — угол падения излучения, град.

1.25. РАСЧЕТ ВОЛЬТ-АМПЕРНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОЛНЕЧНОГО ЭЛЕМЕНТА И БАТАРЕИ

Вольт-амперная характеристика солнечного элемента со стеклянным покрытием. Для непокрытых солнечных элементов эти характеристики сдвигаются параллельно оси тока до тех пор, пока ток короткого замыкания элемента со стеклянным покрытием не станет равным

$$I_{\text{к.з.п}} = I_{\text{к.з.н}} F_{\text{п.э}},$$

где $I_{\text{к.з.н}}$ — ток короткого замыкания непокрытого солнечного элемента с радиационным повреждением, а $F_{\text{п.э}}$ — коэффициент, учитывающий изменение $I_{\text{к.з}}$ при нанесении покрытия. Этот коэффициент обычно отличается от единицы (на несколько сотых). Остальные же три параметра солнечного элемента после нанесения стеклянного покрытия можно представить в виде

$$I_{\text{опт.п}} = I_{\text{опт.н}} + I_{\text{к.з.п}} - I_{\text{к.з.н}};$$

$$V_{\text{опт.п}} = V_{\text{опт.н}},$$

$$V_{\text{х.х.п}} = V_{\text{х.х.н}},$$

где $I_{\text{опт}}$ — ток при максимальной мощности солнечного элемента; $V_{\text{опт}}$ — напряжение при максимальной мощности солнечного элемента; $V_{\text{х.х}}$ — напряжение холостого хода.

Выходные параметры наземных плоских модулей солнечных батарей (защищенных общим стеклом) аналогичны параметрам отдельных солнечных элементов со стеклянными покрытиями. Их различие заключается только в том,

что каждый модуль состоит из нескольких солнечных элементов.

Влияние изменения плотности потока солнечного излучения на вольт-амперные характеристики солнечного элемента. Эти характеристики солнечного элемента с заданной степенью радиационного повреждения сдвигаются при изменении плотности потока солнечного излучения вдоль осей тока и напряжения на ΔI_1 и ΔV_1 :

$$\Delta I_1 = (S' - S) I_{\text{к.з.п}}; \quad \Delta V = -\Delta I_1 R_{\text{п}},$$

где $I_{\text{к.з.п}}$ — исходный ток короткого замыкания солнечного элемента со стеклянным покрытием, т. е. до изменения плотности потока излучения; $R_{\text{п}}$ — последовательное сопротивление элемента; S' — эффективное значение плотности потока солнечного излучения; S — плотность потока солнечного излучения, при которой проводились испытания солнечных элементов (до изменения плотности потока излучения).

При уменьшении плотности потока излучения ($S' < S$) ΔI_1 имеют отрицательный знак, а ΔV_1 — положительный. Это приводит к уменьшению тока $I_{\text{к.з.}}$, а также к небольшому сдвигу характеристики по оси напряжения в сторону больших значений, несмотря на то что действительное напряжение холостого хода будет уменьшаться по следующему закону:

$$V_S = k \lg (S'/S),$$

где k зависит от типа солнечного элемента. С изменением плотности потока солнечного излучения параметры солнечного элемента (имеющие дополнительный индекс S) изменяются следующим образом:

$$I_{\text{к.з.}S} = I_{\text{к.з.п}} + \Delta I_1;$$

$$I_{\text{опт.}S} = I_{\text{опт.п}} + \Delta I_1;$$

$$V_{\text{опт.}S} = V_{\text{опт.п}} + \Delta V_1 + \Delta V_S;$$

$$V_{\text{х.х.}S} = V_{\text{х.х.п}} + \Delta V_1 + \Delta V_S.$$

Влияние рабочей температуры на вольт-амперные характеристики солнечного элемента. Теперь необходимо, чтобы эта характеристика соответствовала действительной рабочей температуре солнечного элемента $T_{\text{раб}}$. Вольт-амперная характеристика сдвигается по осям тока и напряжения на ΔI_2 и ΔV_2 :

$$\Delta I_2 = \beta_I I_{\text{к.з.}} (T_{\text{раб}} - T_0); \quad \Delta V_2 = \beta_V (T_{\text{раб}} - T_0),$$

где β_I — температурный коэффициент тока, выраженный в обратных градусах Цельсия; β_V — температурный коэффициент напряжения, выраженный в тех же единицах; $I_{кз}$ — ток короткого замыкания солнечного элемента до изменения температуры; T_0 — эталонная температура, при которой обычно проводят измерения исходных параметров солнечного элемента; β_I обычно имеет положительные значения, β_V — отрицательные.

С увеличением температуры ($T_{раб} > T_0$) происходит увеличение $I_{кз}$ и уменьшение $V_{х.х}$. Остальные четыре параметра солнечного элемента изменяются следующим образом:

$$I_{кзТ} = I_{кзS} + \Delta I_2; \quad I_{оптТ} = I_{оптS} + \Delta I_2;$$

$$V_{оптТ} = V_{оптS} + \Delta V_2; \quad V_{х.хТ} = V_{х.хS} + \Delta V_2.$$

Вольт-амперные характеристики солнечного элемента после испытаний. На этом этапе характеристика солнечного элемента изменяется в соответствии с конструктивным фактором $F_{кн}$ и деградационным фактором $F_{д}$, связанным с циклическим изменением температуры. Наличие $F_{кн}$ и $F_{д}$ обычно свидетельствует об увеличении последовательного сопротивления солнечного элемента или модуля, что ведет к снижению максимальной выходной мощности солнечного элемента при неизменных значениях $I_{кз}$ и $V_{х.х}$. Поэтому желательно сместить точку $I_{опт}$ и $V_{опт}$ вольт-амперной характеристики на

$$\Delta I_3 = - (F_{к} F_{д})^{1/2}; \quad \Delta V_3 = - (F_{к} F_{д})^{1/2},$$

оставив $I_{кз}$ и $V_{х.х}$ прежними. Четыре параметра солнечного элемента изменятся в этом случае следующим образом:

$$I_{кз.д} = I_{кзТ}; \quad I_{опт.д} = I_{оптТ} + \Delta I_3;$$

$$V_{опт.д} = V_{кзТ} + \Delta V_3; \quad V_{х.х.д} = V_{х.хТ}.$$

Вольт-амперная характеристика солнечной батареи рассчитывается на основании характеристик отдельных солнечных элементов в следующей последовательности.

1. Выходной ток отдельного элемента умножают на число параллельно соединенных элементов $N_{пр}$ данной панели или лопасти.

2. Выходное напряжение включенных параллельно $N_{пр}$ солнечных элементов умножают на число $N_{пс}$ последовательно соединенных элементов.

3. Из полученного выходного напряжения панели вычитают падение напряжения на диодах $V_{д}$ и соединительных проводах $V_{п}$.

4. Суммируют значения выходных токов всех панелей и лопастей для одинаковых значений напряжений.

В результате выполненного в соответствии с перечисленными этапами расчета находят вольт-амперные характеристики солнечной батареи при рабочей температуре и с учетом различных деградационных факторов. Математический аппарат для подобного расчета приведен в § 1.13, 1.14. Из расчета найдены следующие выражения для четырех выходных параметров солнечного элемента:

$$I_{\text{ч.з.б}} = I_{\text{н.з.д}} N_{\text{пр}}; \quad I_{\text{опт.б}} = I_{\text{опт.д}} N_{\text{пр}};$$

$$V_{\text{опт.б}} = V_{\text{опт.д}} N_{\text{пс}} - (V_{\text{д}} + V_{\text{п}});$$

$$V_{\text{х.з.б}} = V_{\text{опт.д}} N_{\text{пс}} - (V_{\text{д}} + V_{\text{п}}).$$

Если солнечная батарея частично затенена, то необходимо рассчитать уменьшение выходной мощности незатененной солнечной батареи методом, описанным в § 1.14—1.16.

1.26. ТЕНИ

Здесь и ниже описаны методы, с помощью которых можно определить геометрию теней, падающих на солнечную батарею. Влияние этих теней на электрические характеристики солнечной батареи рассмотрены в § 1.13—1.16.

Под *тенью* в дальнейшем будем подразумевать полное затемнение части солнечной батареи, произошедшее вследствие появления между Солнцем и батареей непрозрачного предмета. На солнечную батарею, например, при определенных углах падения излучения может падать тень от антенны или одной из штанг, растяжек или других выступающих частей космического аппарата. При малых углах возвышения Солнца панель солнечной батареи может отбрасывать тень на другую панель.

В данное выше определение тени не входит случай естественного затемнения части солнечной батареи, расположенной на объемном теле (случай собственного затемнения), так как в § 1.23 было рассчитано, что выходная мощность этих частей солнечной батареи равна нулю. Второй раз учитывая неосвещенные части солнечной батареи при определении коэффициента затемнения, можно получить неверный результат.

Коэффициент затемнения оказывает влияние на электрические параметры солнечной батареи, его определение дано в § 1.16. Размеры теней, падающих на солнечную батарею, определяются теневой картиной. Влияние теневой

картины на выходные параметры солнечной батареи сильно зависит от размера и расположения тени на каждой цепочке солнечных элементов. В связи с этим теневая картина должна определяться с учетом схемы расположения цепочек солнечных элементов на батарее.

При определении теневых картин следует использовать методику, разработанную в курсе начертательной геометрии. Можно также привлечь методы, основанные на при-

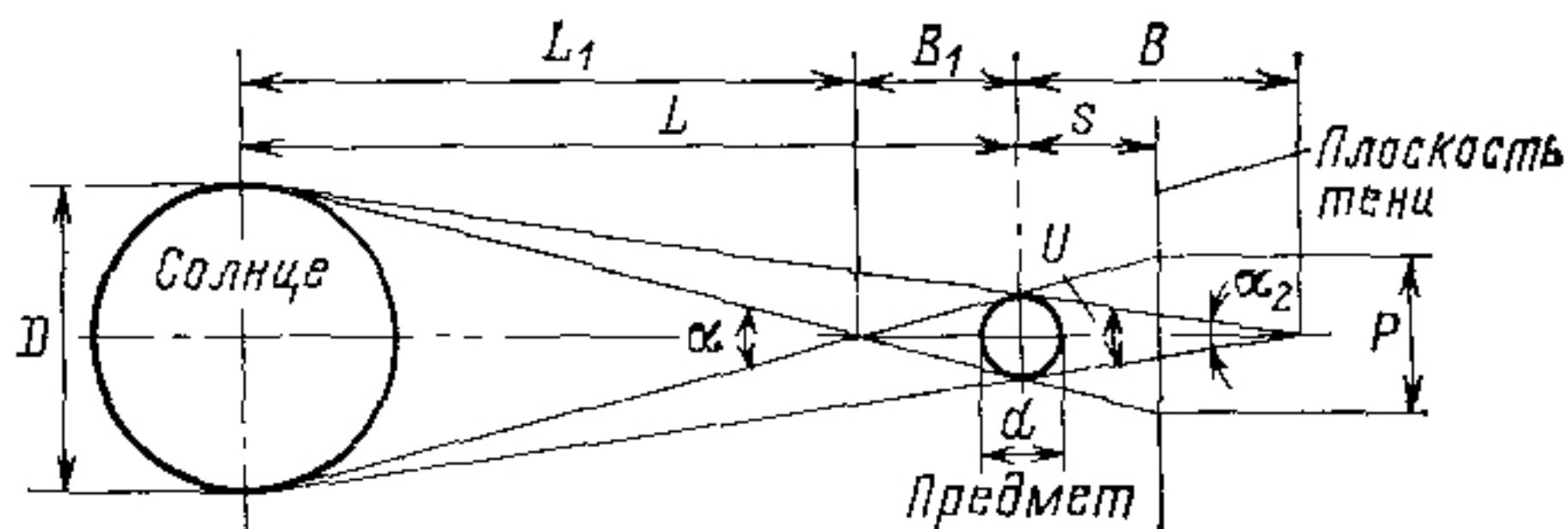


Рис. 1.31. Геометрия тени

менении ЭВМ или использовании фотографий. Ниже приведены примеры, иллюстрирующие простейшие понятия, применяемые при изучении теней.

На рис. 1.31 показана геометрия тени, отбрасываемой цилиндрическим предметом на плоскость, параллельную ему, которая перпендикулярна плоскости рисунка и расположена в окрестности Земли так, что ось предмет — Солнце перпендикулярна данной плоскости. Из рисунка видно, что

$$\alpha_1 = 2 \arctg (D/2L_1); \quad \alpha_2 = 2 \arctg [D/2(L+B)];$$

$$B_1/L_1 = d/D; \quad B/L = d/D;$$

$$L/L_1 = (L_1 + B_1)/L_1 = (D + d)/D;$$

$$(L+B)/L = (D+d)/D,$$

где α — острый угол между касательными к проекции Солнца и проекции цилиндра; B — максимальное расстояние от цилиндра, на котором можно получить полную тень; D — диаметр Солнца, равный $1,4 \cdot 10^6$ км; d — ширина или диаметр затеняющего предмета; L — расстояние от предмета до Солнца, равное 1 астрономической единице.

Поскольку $d \ll D$, то $L = L_1$ и $L + B = L$. Поэтому $\alpha_1 \approx \alpha_2 = 2 \arctg (B/2L) = 9,25 \cdot 10^{-3}$ рад;

$$B \approx B_1 = d / [2 \operatorname{tg} (\alpha/2)] = 108,1d.$$

Тогда выражение для ширины полной тени примет следующий вид.

$$u = \frac{d(B - s)}{B} = \frac{108,1d - s}{108,1} = d - \frac{s}{108,1},$$

а для ширины полутени

$$p = \frac{d(B + s)}{B} = \frac{108,1d}{108,1} = d + \frac{s}{108,1}.$$

Здесь s — расстояние от предмета до плоскости.

Зависимость ширины полной тени и полутени от относительного расстояния между затеняющим предметом и тенью показана на рис 1 32.

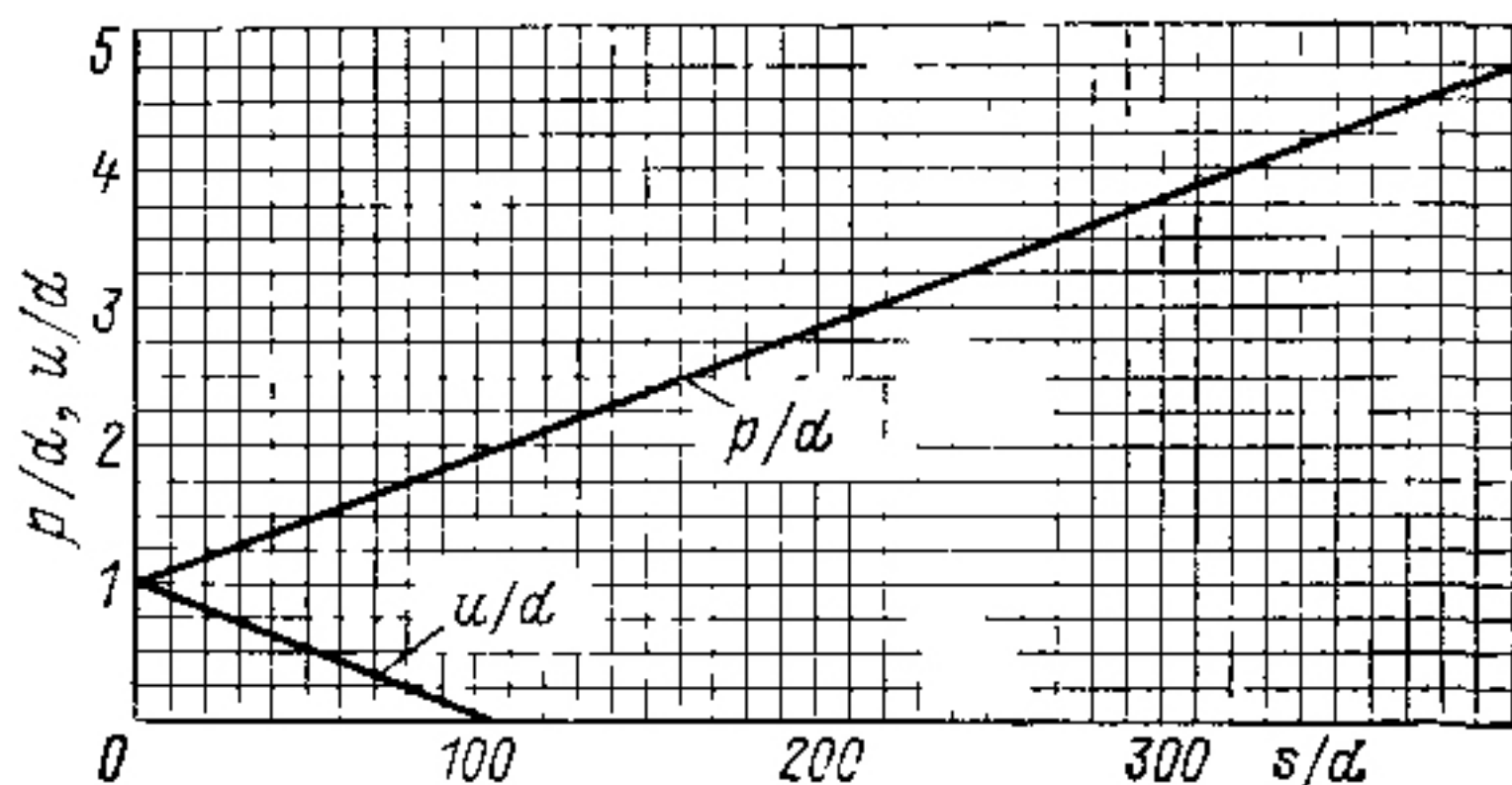


Рис 1 32 Зависимость относительной ширины полной тени и полутени от относительного расстояния до затеняющего предмета

Распределение интенсивности освещения. Значение интенсивности освещения в области полутени изменяется от единицы на ее внешней границе до нуля на границе с полной тенью и в самой области полной тени при $s < B$, а при $s > B$ интенсивность освещения изменяется от единицы до какого-то неопределенного значения. Распределение плотности потока солнечного излучения, а также ее среднее значение являются функциями положения плоскости тени относительно B и зависят от формы и размеров предмета, отбрасывающего тень.

Относительная затененность точки, лежащей внутри тени, может быть определена при наблюдении Солнца из данной точки. Часть солнечного диска радиусом R , имеющая площадь A , затеняется предметом. Другими словами, A — это площадь проекции затеняющего предмета на круг радиусом R , где R — радиус окружности, вписанной в угол α на расстоянии s . Относительная затененность $K = A/(\pi R^2)$. Относительная плотность потока излучения, падающего на освещенную часть поверхности, $I = 1 - K$. Проинтегрировав выражение для K по всей площади тени и

разделив полученный результат на площадь тени, найдем среднее значение затенения \bar{K} . Средняя относительная плотность потока излучения незатененной области $\bar{I} = 1 - \bar{K}$.

Цилиндр, расположенный параллельно плоскости тени. На рис. 1.33 показан случай, когда тень отбрасывается цилиндрическим предметом на параллельную ему плоскость (перпендикулярную плоскости рисунка), которая в свою

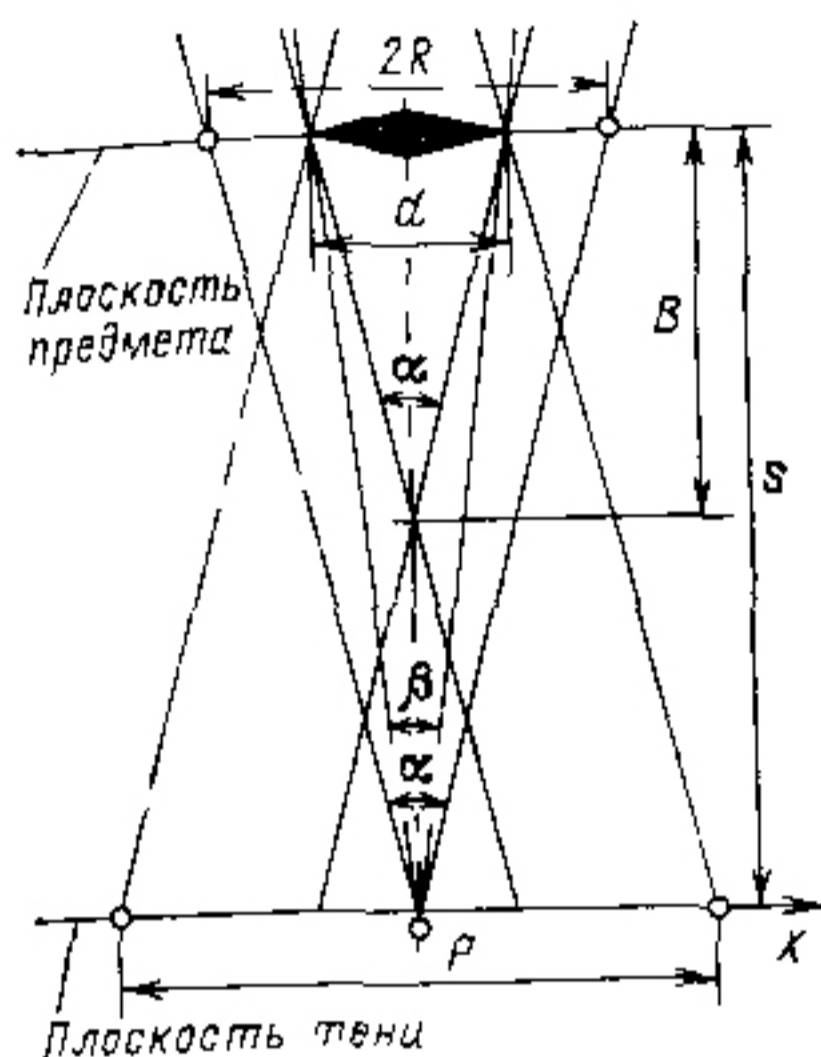


Рис. 1.33 Подробная геометрия тени, показывающая влияние соотношений между расстоянием s , диаметром Солнца $2R$ и шириной предмета d

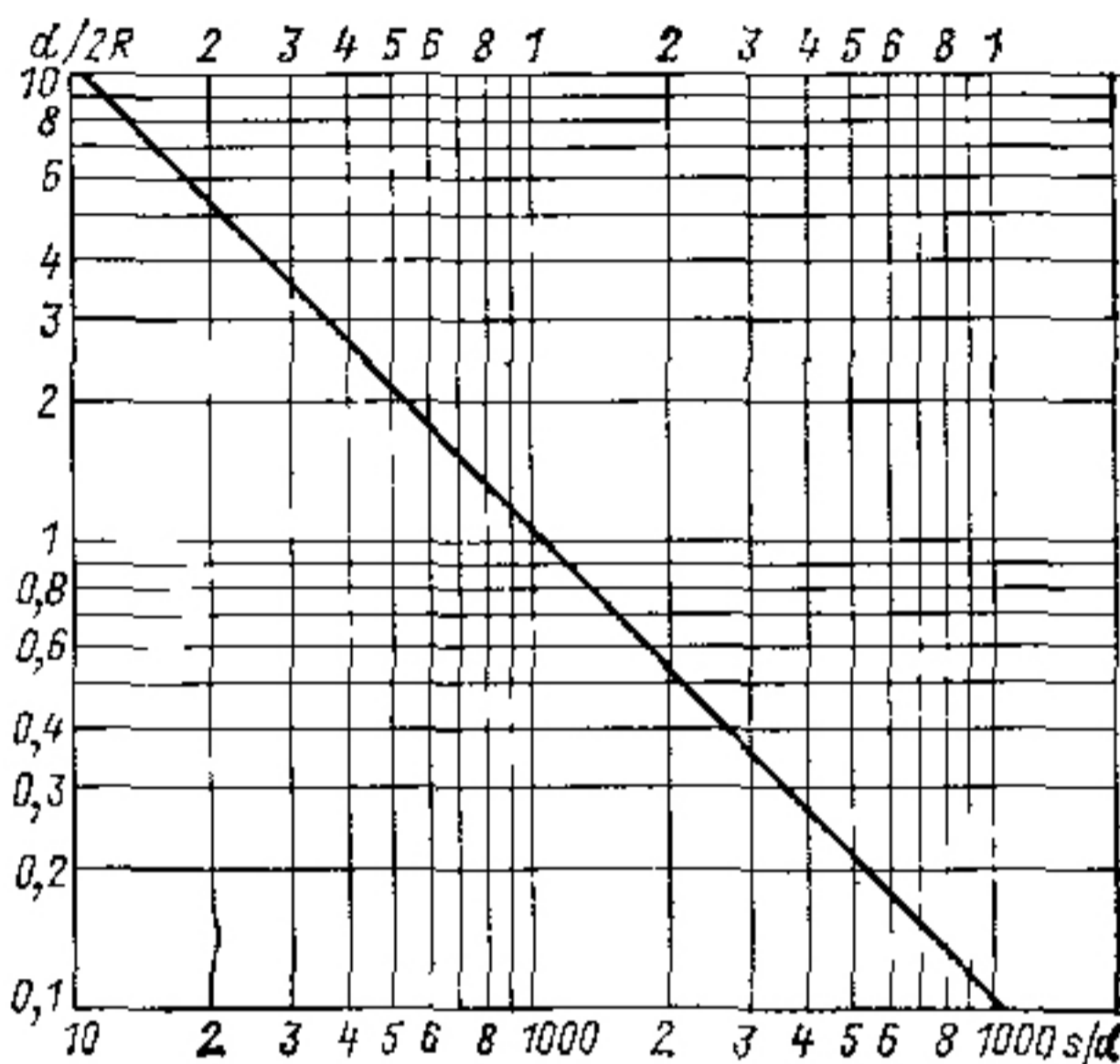


Рис. 1.34 Зависимость относительной полуширины предмета $d/2R$ от относительного расстояния между плоскостью тени и предметом s/d

очередь перпендикулярна оси предмет — Солнце. Угол обзора β предмета шириной d из точки, расположенной на расстоянии s от предмета, и диаметр Солнца, равный $2R$, связаны соотношениями $\beta = 2 \operatorname{arctg}(d/2s)$ и $\alpha = 2 \operatorname{arctg}(R/s)$. Соответственно $d/2R = \operatorname{tg}(\beta/2) / \operatorname{tg}(\alpha/2)$ и $d/2R = B/s$. При расстоянии до Солнца, равном 1 астрономической единице, получаем уравнение

$$d/2R = 108/s/d,$$

которое представлено графически на рис. 1.34.

Наблюдатель, который смотрит на предмет шириной d и передвигается по плоскости тени вдоль оси x из точки $x=0$ к точке $x=p/2$, будет видеть картины, изображенные на рис. 1.35 и 1.36 соответственно для $s < B$ и $s > B$.

В случае, показанном на рис. 1.35, точка наблюдения будет находиться в области полной тени в интервале от

$x=0$ до $x=u/2$. В точке $x=u/2$ $m/R=r/R-1$ (m — расстояние между центром круга радиусом R и центром затеняющего предмета шириной d). При движении в интервале от $x=u/2$ до $x=p/2$ точка наблюдения будет находиться в области полутени. В точке $x=p/2$ $m/R=r/R+1$. Из рис. 1.33 следует, что $u=d-2R$ и $p=d+2R$. На рис. 1.36 точка на-

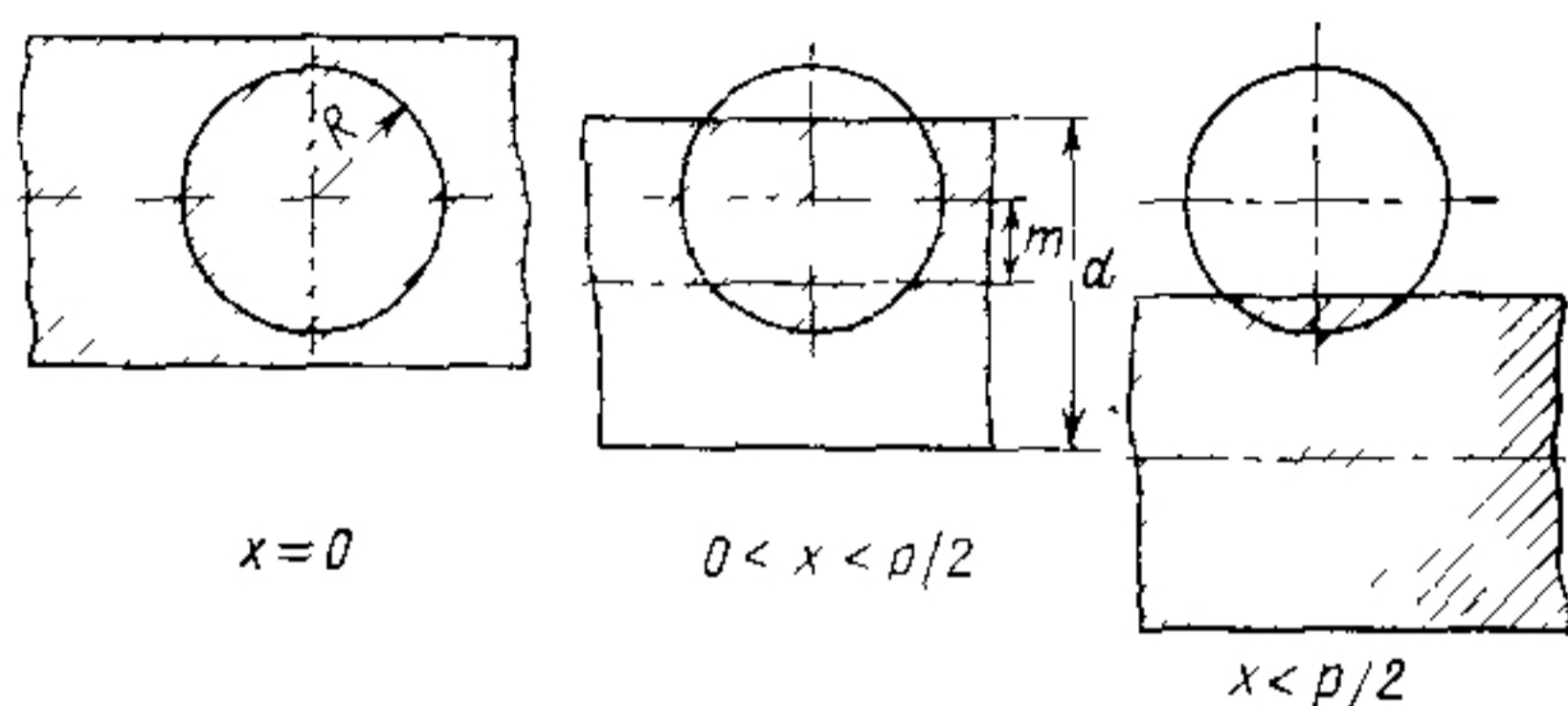


Рис. 1.35. Вид на Солнце из плоскости тени $s < B$ при движении от оси, соединяющей центры Солнца и предмета, к краю полутени

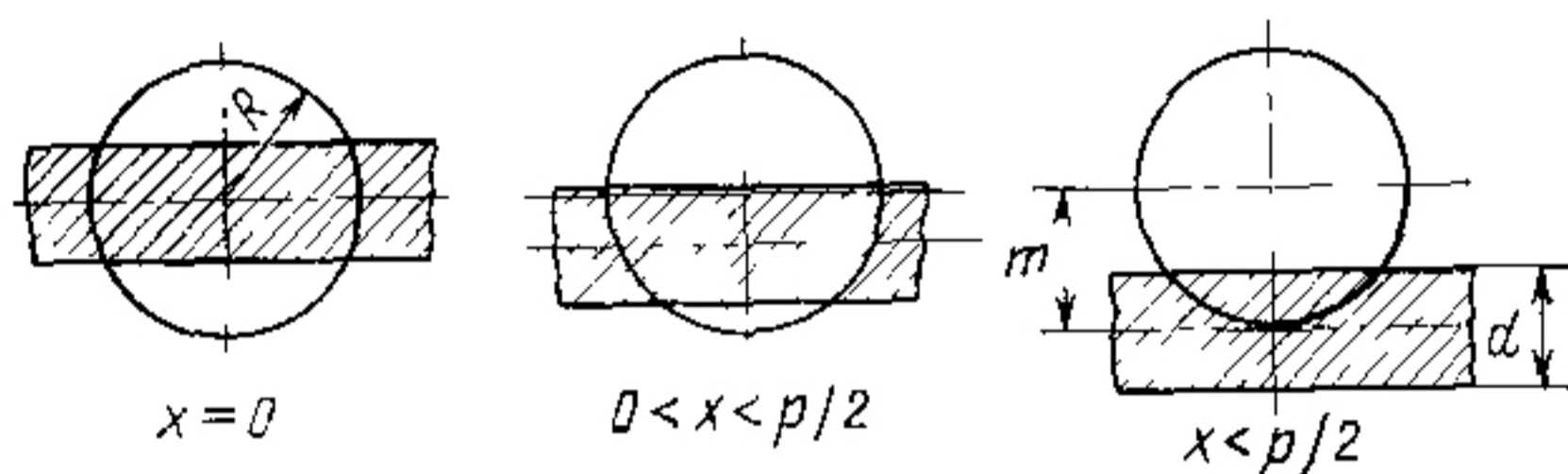


Рис. 1.36. Вид на Солнце из плоскости тени $s > B$ при движении от оси, соединяющей центры Солнца и предмета, к краю полутени

блюдения находится в области полной тени во всем интервале от $x=0$ до $x=p/2$.

Зависимость относительной плотности потока излучения, освещающего поверхность, от относительного положения точки наблюдения в области тени m/R представлена на рис. 1.37, где параметр s/B изменяется от 0,5 до 10. Проинтегрировав площадь под кривой, изображенной на рис. 1.37,

$$\bar{I} = \frac{1}{i} \int_0^i I d(m/R),$$

получим зависимость среднего относительного потока падающего излучения от параметра s/B (рис. 1.38). Умножив $1-\bar{I}$ на относительную ширину тени $p/d=1+s/B$, получим постоянную величину $(1-\bar{I})p/d=1$. Отсюда следует, что общее уменьшение освещенности при любом типе

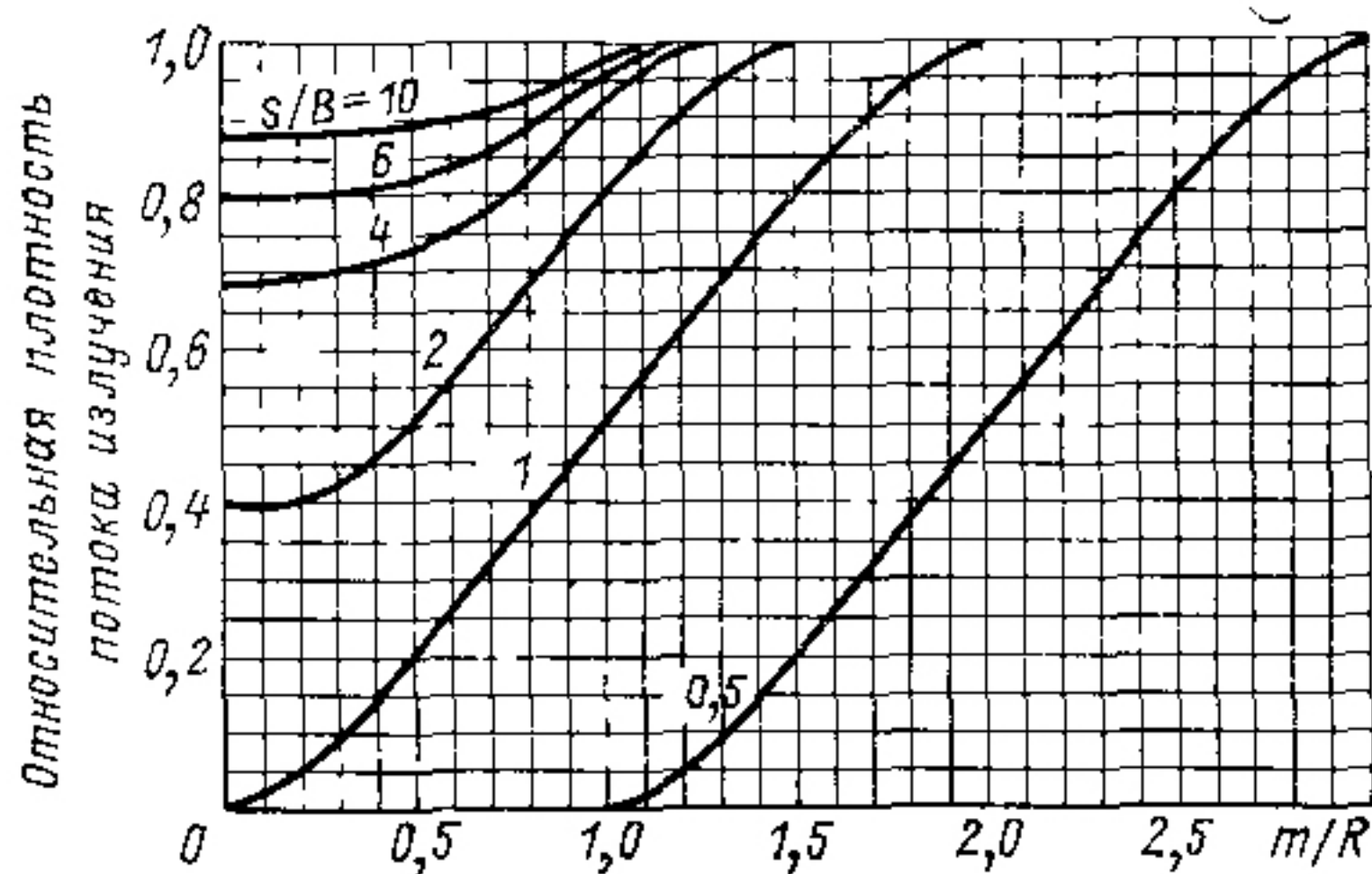


Рис. 1.37 Зависимость относительной плотности потока излучения, освещающего поверхность, от относительного положения точки наблюдения в области тени m/R , где параметром является величина s/B

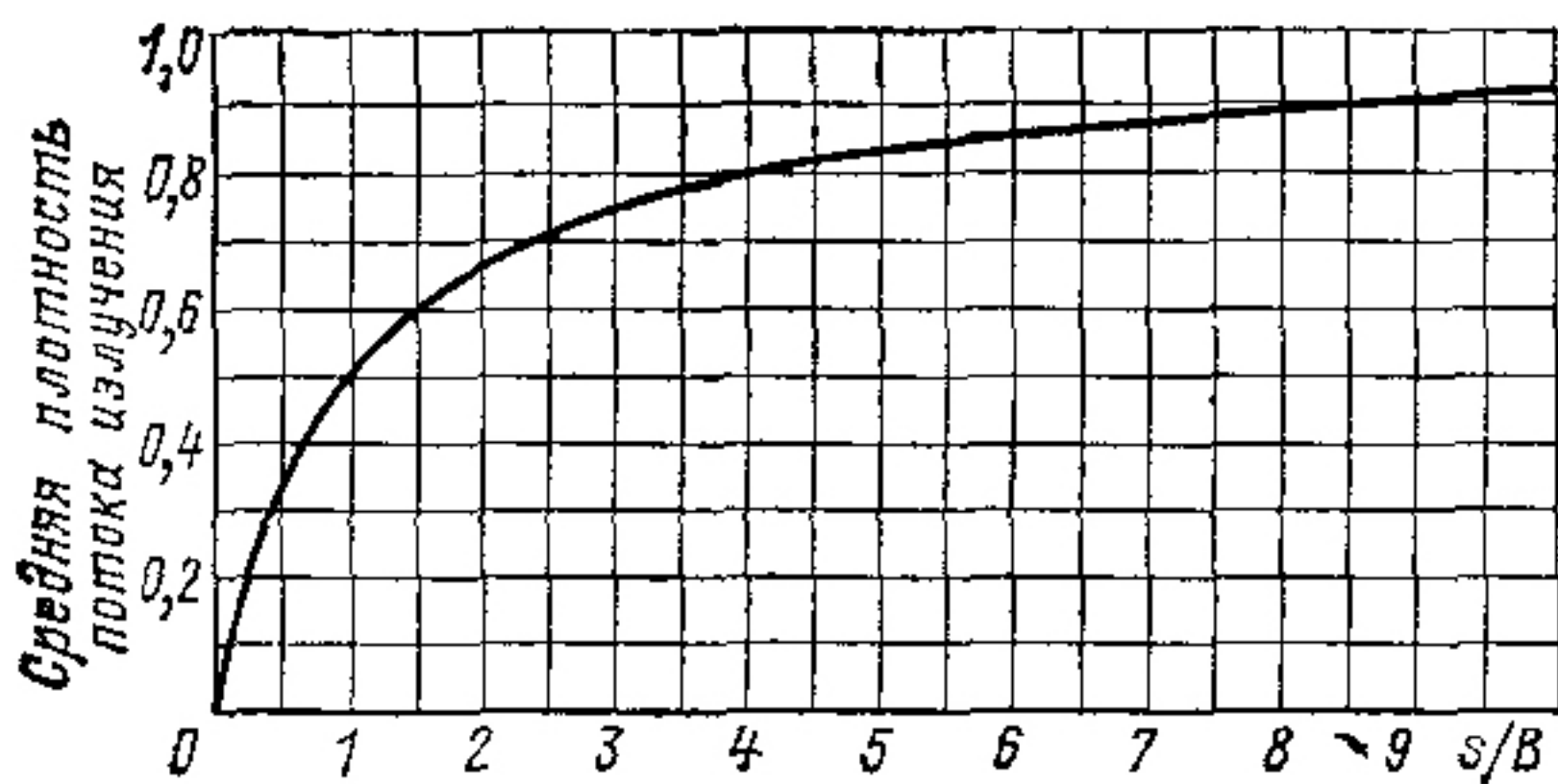


Рис. 1.38. Зависимость средней плотности потока излучения в области тени, отбрасываемой длинным предметом, параллельным плоскости тени, от относительного расстояния s/B

тени эквивалентно уменьшению освещенности при появлении полной тени той же ширины, что и затеняющий предмет (это возможно при параллельных лучах света), и при отсутствии полутени.

Анализ теней применительно к солнечным батареям. При падении на цепочку параллельно соединенных солнечных элементов тени, размеры которой не превышают суммарной ширины параллельно соединенных элементов (рис. 1.39), уменьшаются выходные параметры солнечной батареи. Их можно определить, рассмотрев эквивалентную полную тень, ширина которой равна проекции предмета на плоскость батареи.

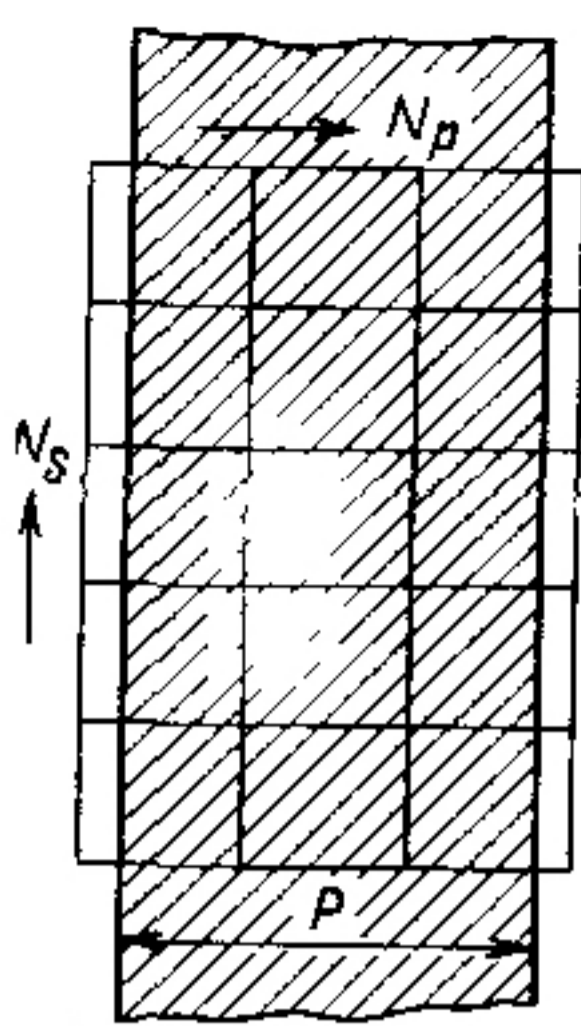


Рис. 1.39.

Рис. 1.39. Падение тени на модуль солнечных элементов, соединенных последовательно-параллельно

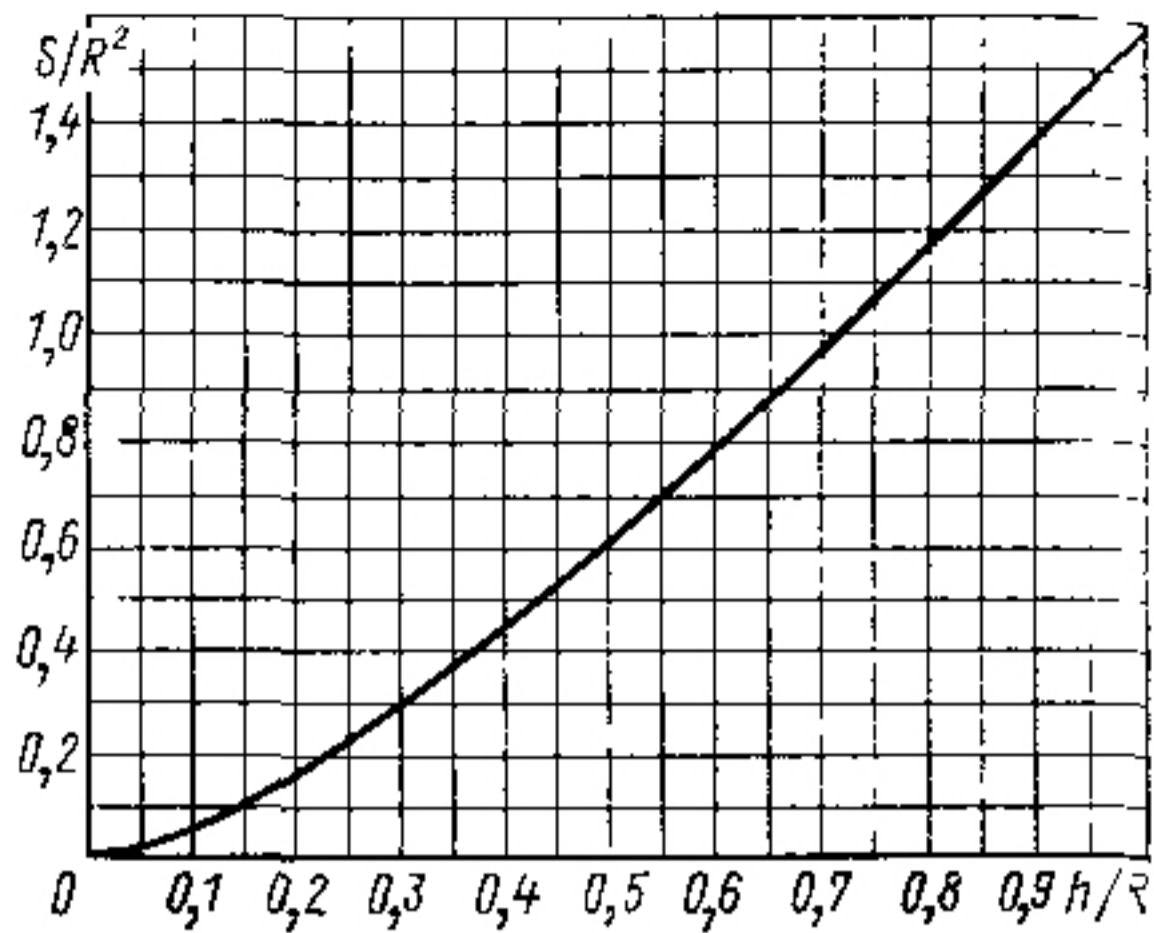


Рис. 1.40.

Рис. 1.40. Зависимость относительной площади сегмента круга s/R^2 от относительной высоты сегмента h/R

Для расчета распределения интенсивности освещения в области полутени необходимо знать зависимость площади сегмента круга от высоты сегмента (рис. 1.40).

ГЛАВА 2

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

2.1. ПРОФИЛЬ НАГРУЗКИ

Системы солнечных батарей могут проектироваться для самых различных нагрузок. В редких случаях имеется постоянная активная нагрузка. В цепи преобразователя тока и напряжения энергия вырабатывается в виде импульсов практически постоянной амплитуды, величина которых почти не зависит от входного напряжения преобразователя. Электродвигатели обладают индуктивным сопротивлением. В периоды освещения батарей солнцем оборудование потребителя не всегда работает в режиме постоянной нагрузки, а может включаться и выключаться. Потребность в энергии часто возникает и при отсутствии солнечного излучения. Переключения приводят к появлению переходных напряжений и токов иного характера, чем те, которые встречаются в цепях с электромашинными генераторами.

Электрические машины и гальванические батареи способны поддерживать на своих шинах почти постоянное напряжение даже при достаточно больших кратковременных перегрузках. Солнечные элементы, однако, этим свойством не обладают. Резкое увеличение отбираемого внеш-

ней нагрузкой тока элементов (более чем на 10% превышающего максимальный ток при данных условиях) может привести к временному падению выходного напряжения элементов. В связи с этим необходимо, как правило, включать аккумуляторную батарею, работающую в переходных режимах, что, однако, неизбежно влечет за собой увеличение массы всей системы. Батарея служит также источником энергии в темное время, а при появлении солнечного излучения заряжается. Наиболее полно реальный график потребления энергии, с учетом которого проектируется солнечная батарея, характеризуется кривой нагрузки данной системы. Рассмотрим для примера простейшую наземную или космическую систему. Выход солнечной батареи соединен с аккумулятором через диод. Он предназначен для предотвращения протекания тока от аккумулятора через солнечную батарею при недостаточном ее освещении. Регулятор шунтового типа поглощает всю избыточную энергию при полностью заряженной батарее и отключен-

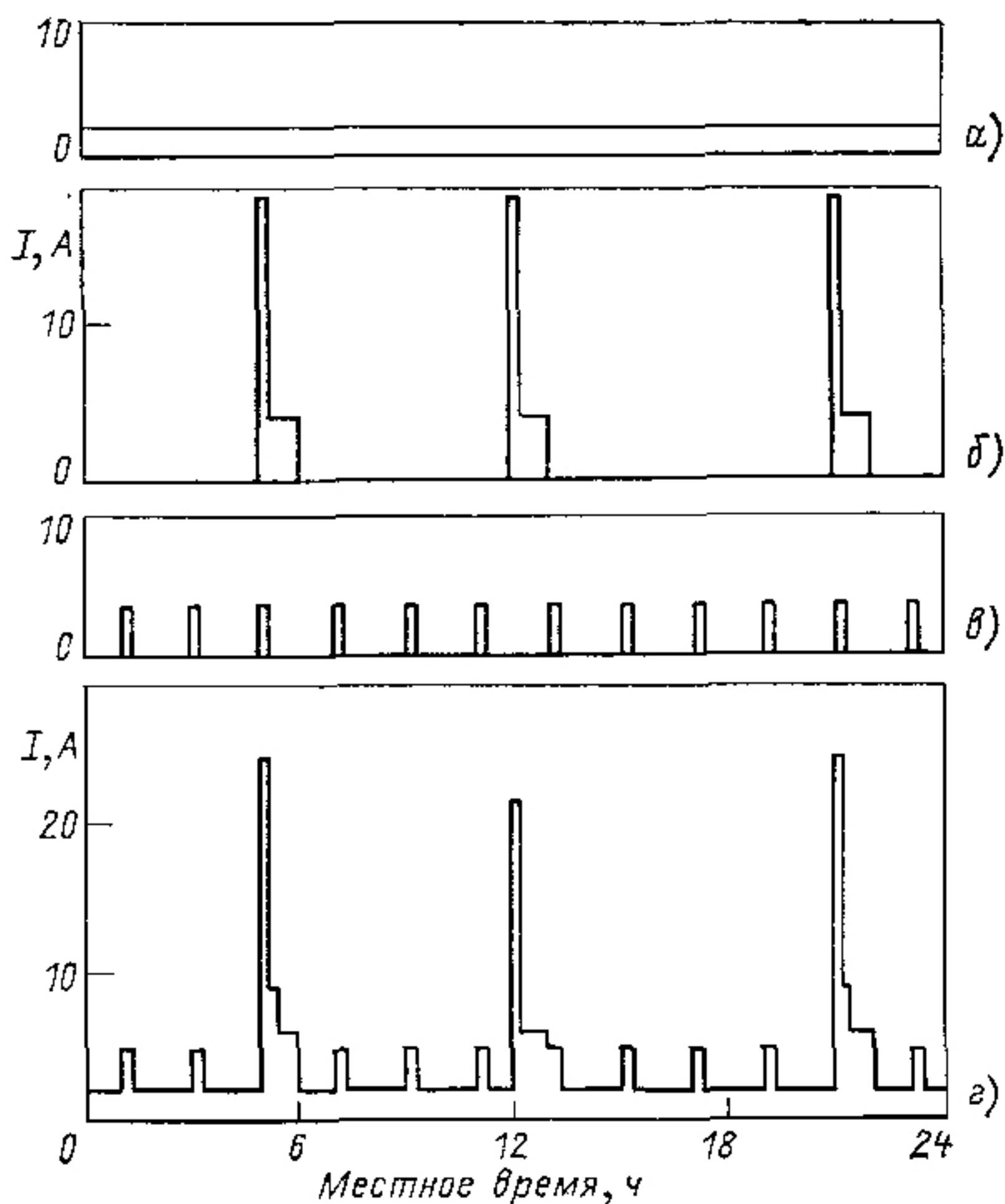


Рис. 2.1. Профили нагрузки при различных нагрузках (а—в) и профиль суммарной нагрузки (г)

ной нагрузке. К системе подключено n потребителей, каждый из которых может подключаться и отключаться независимо.

Задача 1. Определить кривую нагрузки для системы. Примем номинальное напряжение аккумулятора равным 25 В и рассмотрим следующие типы нагрузок. Нагрузка 1 — преобразователь, постоянно потребляющий мощность 50 Вт. Нагрузка 2 — электродвигатель насоса, работающий 3 раза в день в течение 1 ч: перед восходом Солнца, около полудня и после захода Солнца. Электродвигатель в пусковом режиме, длящемся 5 с, потребляет ток 20 А, а в номинальном режиме — 4 А. Нагрузка 3 — установка для проведения научного эксперимента, работающая в течение 6 мин приблизительно каждые 2 ч днем и ночью и потребляющая ток 3 А.

Решение. Ток, потребляемый нагрузкой 1, определяется следующим образом $50 \text{ Вт}/25 \text{ В}=2 \text{ А}$. Временная зависимость этого тока в течение суток представлена на рис. 2.1,а. Подобным же образом построена и зависимость тока от времени для остальных нагрузок. Фаза включения нагрузок 2 и 3 (рис. 2.1,б и в) выбрана произвольно, однако необходимо иметь в виду случай, когда одновременно включаются все нагрузки и от батареи (ночью) потребляется пиковый ток $2+20+3=25 \text{ А}$. Суммарная кривая нагрузки (рис. 2.1,г) получена простым суммированием значений тока нагрузок в один и тот же момент времени. Из рисунка видно, что нагрузки 2 и 3 включаются независимо, и это приводит к некоторой несимметрии суммарной кривой нагрузки.

Общая энергия определяется площадью под суммарной кривой нагрузки и вычисляется следующим образом.

Для нагрузки 1

$$2 \text{ А} \cdot 24 \text{ ч} = 48 \text{ А} \cdot \text{ч}.$$

Для нагрузки 2

$$3 \cdot 20 \text{ А} \cdot 5 \text{ с} = 300 \text{ А} \cdot \text{с};$$

$$300 \text{ А} \cdot \text{с} / 3600 = 0,08 \text{ А} \cdot \text{ч};$$

$$3 \cdot 1 \text{ ч} \cdot 4 \text{ А} = 12 \text{ А} \cdot \text{ч}.$$

Для нагрузки 3

$$12 \cdot 0,1 \text{ ч} \cdot 3 \text{ А} = 3,6 \text{ А} \cdot \text{ч}.$$

Суммарная нагрузка

$$48 + 0,08 + 12 + 3,6 = 64 \text{ А} \cdot \text{ч}.$$

Среднее значение нагрузки

$$64 \text{ А} \cdot \text{ч} / 24 \text{ ч} = 2,7 \text{ А};$$

$$2,7 \text{ А} \cdot 25 \text{ В} = 67 \text{ Вт}.$$

Следует отметить, что для нагрузки 1, потребляющей наименьший пиковый ток, требуется наибольшее количество энергии (в А·ч). Электродвигатель, несмотря на большой пусковой ток, потребляет незначи-

тельное количество энергии, однако максимальный ток аккумулятора, а также выбор проводки и типа переключателей определяются значением его пускового тока.

2.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОФИЛЯ ОСВЕЩЕННОСТИ

Профиль освещенности определяет радиацию, поступающую на солнечную батарею, которая является функцией времени в течение одного витка на космической орбите либо в течение светлого времени дня от восхода до захода, а также зависит от угла между направлением на Солнце и плоскостью расположения солнечной батареи. Для наземных батарей уравнения приведены ниже.

Рассмотрим эталонную систему, расположенную на поверхности Земли в точке нахождения наблюдателя или в центре солнечной батареи. Точка имеет координаты $L^{\circ}_{ш}$ широты и $L^{\circ}_{д}$ долготы. Местное гражданское время, или поясное время, определяется долготой стандартного меридиана $L_{с.м.}$ В табл. 2.1 приведены стандартные меридианы, соответствующие различным поясным временам США.

Таблица 2.1. Некоторые часовые пояса

Номер пояса	Часовые пояса	Долгота (Западное полушарие)
0	Гринвич	0
5	Восточная часть США	75
6	Центральный район США	90
7	Горный район США	105
8	Тихоокеанское побережье США	120
9	Восточная Аляска	135
10	Аляска и о. Гавайи	150

Солнце достигает наивысшей точки на небе — зените во время истинного полдня. В этот момент наблюдатель, расположенный севернее Тропика Рака, видит Солнце точно на юге. Истинное солнечное время H_c связано с поясным временем H_p соотношением (2.1):

$$H_c = H_p + E_{у.в}/60 + (L_{с.м.} - L_{наб})/15, \quad (2.1)$$

где $E_{у.в}$ является уравнением времени (в минутах), которое берется из рис. 2.2 (H_c и H_p даны в часах). Из рис. 2.2 видно, что большее время года истинное солнечное время либо опережает поясное время, либо отстает от него. Это необходимо учитывать, проектируя следящие системы для концентраторов солнечного излучения, где требуется обес-

печить высокую точность направления на Солнце. Солнце, если наблюдать его движение с места расположения упомянутой выше эталонной системы, восходит на востоке и заходит на западе (рис. 2.3). Движение Солнца по небосводу описывается уравнениями

$$\sin \Phi_e = \cos L_{III} \cos \delta \cos h + \sin L_{III} \sin \delta; \quad (2.2)$$

$$\sin \Phi_e = -\cos \delta \sin h / \cos \Phi_e \quad (2.3a)$$

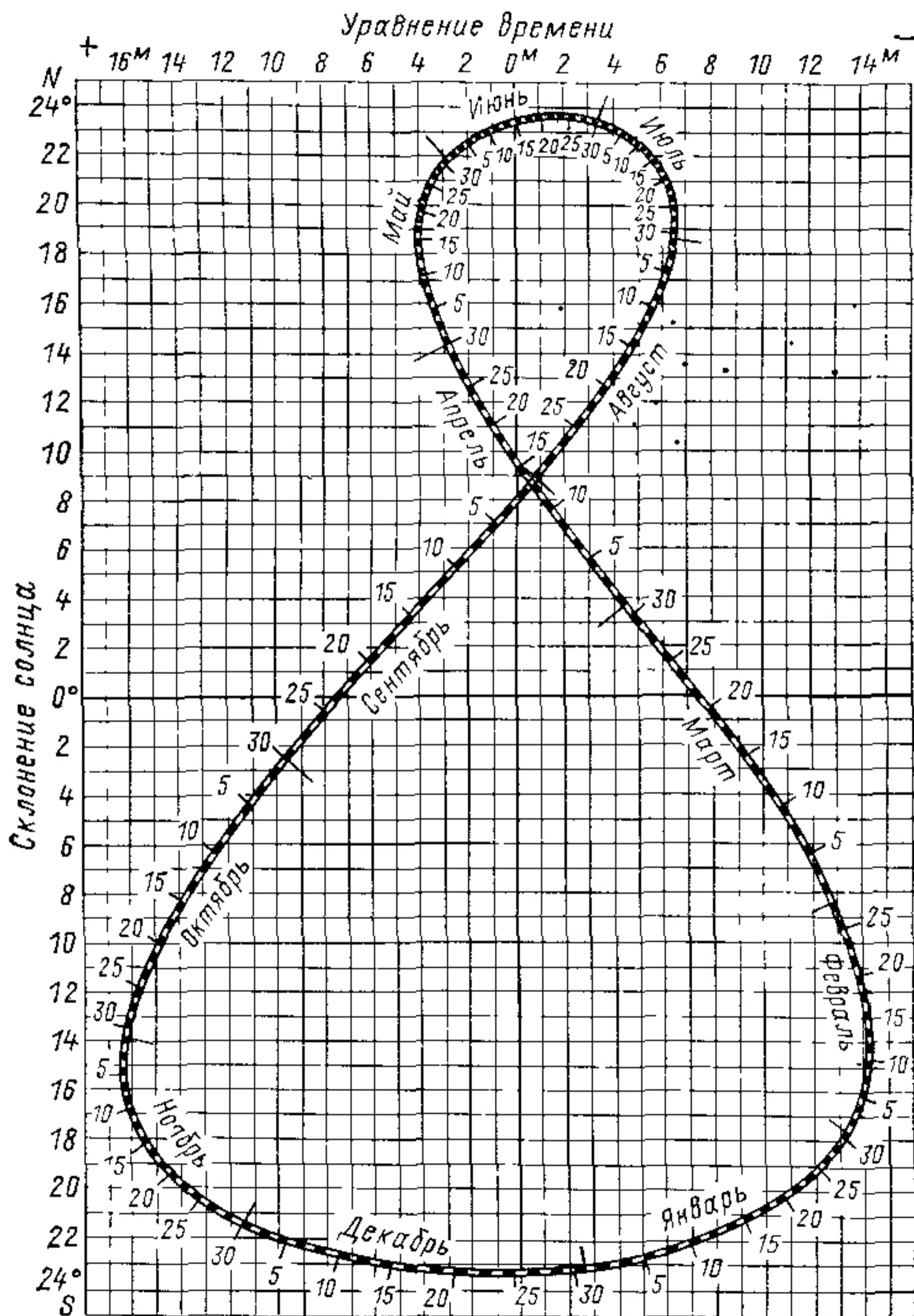


Рис. 2.2 Аналемма

или

$$\cos \Phi_a = (\sin \delta - \sin L_{\text{ш}} \sin \Phi_e) / \cos L_{\text{ш}} \cos \Phi_e, \quad (2.35)$$

где Φ_a — азимутальный угол положения Солнца, измеряемый в горизонтальной плоскости в направлении с севера на юг; Φ_e — угол возвышения Солнца, измеряемый в вертикальной плоскости; $L_{\text{ш}}$ — широта точки расположения наблюдателя; $L_{\text{д}}$ — долгота точки расположения наблюдателя; δ — угол склонения Солнца (см. рис. 2.2).

Часовой угол Солнца h определяется уравнением, в котором H находят из (2.1):

$$h = 15(12 - H_c). \quad (2.4)$$

Приблизительное время захода и время восхода Солнца, выраженные в часах и соответствующие истинному солнечному времени, определяются уравнениями (2.5а) и (2.5б):

$$H_{\text{ис.в}} = (1/15) \arccos(\operatorname{tg} L \operatorname{tg} \delta); \quad (2.5a)$$

$$H_{\text{ис.з}} = 12(1/15) \arccos(-\operatorname{tg} L_{\text{ш}} \operatorname{tg} \delta). \quad (2.5б)$$

Соответствующие им поясные время восхода и время захода определяют из следующих уравнений:

$$H_{\text{п.в}} = H_{\text{ис.в}} - E_{\text{у.в}}/60 + (L_{\text{наб}} - L_{\text{с.м}})/15; \quad (2.6a)$$

$$H_{\text{п.з}} = H_{\text{ис.з}} - E_{\text{у.в}}/60 + (L_{\text{наб}} - L_{\text{с.м}})/15. \quad (2.6б)$$

Продолжительность солнечного освещения, выраженную в часах, при условии ясной погоды находим из уравнения

$$H_{\text{со}} = (2/15) \arccos(-\operatorname{tg} L_{\text{ш}} \operatorname{tg} \delta). \quad (2.7)$$

На рис. 2.3 направления на восток и на запад образуют с направлением на истинный север в горизонтальной плоскости углы 90° и 270° соответственно. В летний период солнечная траектория с востока на запад видна из точки наблюдения (рис. 2.3) под углом, бóльшим 180° , однако плоские солнечные батареи с фиксированным положением не могут использовать всю энергию солнечного излучения при нахождении Солнца за пределами дуги в 180° . Количество энергии, которое может быть использовано, зависит от ширины места, где расположена солнечная батарея, от угла наклона батареи относительно направления на юг, а также от склонения Солнца и от времени года.

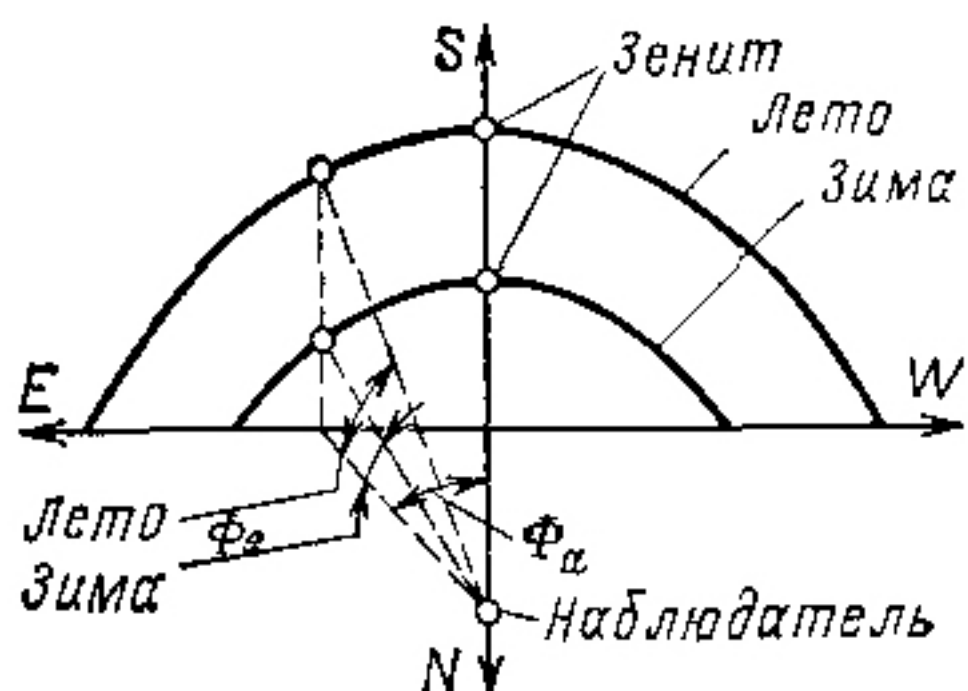


Рис. 2.3. Видимый путь Солнца при расположении наблюдателя севернее Тропика Рака

Аналитическое выражение получается с учетом того, что угол Солнца в зените $\Phi_z = 90^\circ - \Phi_e$, а Φ_z идентичен солнечному углу θ . Угол наклона батареи обозначим α . Азимутальный угол $\Phi_a = \psi$ (рис. 2.4). Выражение (2.8) определяет суммарный угол Γ между направлением на Солнце и нормалью к плоскости солнечной батареи:

$$\cos \Gamma = \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha \cos \psi, \quad (2.8)$$

где

$$\cos \theta = \sin \Phi_e \quad [\text{см. (2.2)}];$$

$$\sin \theta = \sin [\arccos (\cos L \cos \delta \cos h + \sin L \sin \alpha)];$$

$$\cos \psi = \cos \Phi_a \quad [\text{см. (2.36)}].$$

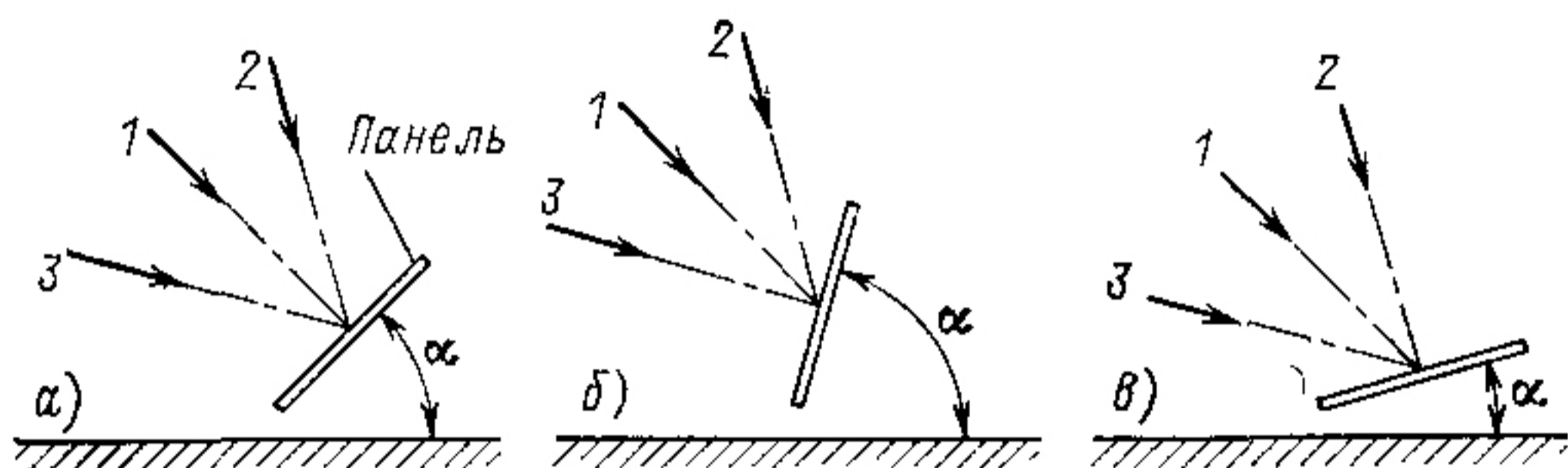


Рис 2.4. Определение оптимального угла наклона панели для весеннего и осеннего равноденствия (а), для зимнего периода (б) и для летнего периода (в). Стрелками показано направление падения солнечного излучения:

1 — при равноденствии; 2 — летом, 3 — зимой

Построив зависимость Γ от H_c для различных значений α и δ , можно оптимизировать суммарную зависимость плотности потока солнечного излучения от времени. Необходимо, разумеется, учитывать влияние облачности.

Более просто, но менее точно среднее количество солнечного излучения, падающего в течение дня на солнечную батарею, выполненную в виде наклонной плоской панели (или солнечной батареи какой-либо другой, более сложной конфигурации), можно определить по таблицам, в которых приведено количество солнечного излучения, падающего на Землю.

Задача 2. Найти оптимальную величину угла наклона плоской солнечной батареи, расположенной в Альбукерке, шт. Нью-Мексико (35° широты, $106^\circ 5'$ долготы), и определить максимально возможный профиль освещенности

Решение. Зная инсоляцию ($\text{кВт}\cdot\text{ч}/\text{м}^2$) в данном географическом месте (из литературы), находим, что наименьший наклон солнечной батареи и минимальная энергия, генерируемая при нормальном падении солнечных лучей, характерны для ноября и февраля. В эти два месяца

склонение Солнца (см. рис. 2.2) находится приблизительно (см. рис. 2.2) от 8 до 22°. Средняя величина склонения определяется через среднее арифметическое косинусов этих углов:

$$\cos \delta_{\text{ср}} = \frac{\cos 8^\circ + \cos 22^\circ}{2} = \frac{0,990 + 0,927}{2} = 0,959;$$

$$\delta_{\text{ср}} = -16,5^\circ.$$

Оптимальный угол наклона

$$\alpha_0 = 35^\circ + 16,5^\circ = 51,5^\circ,$$

причем угол наклона определяется так, как это показано на рис. 2.4. Продолжительность солнечного освещения, выраженную в часах, при условии ясной погоды можно найти из (2.7):

$$H_p = (2/15) \arccos [(-\operatorname{tg} 35^\circ) (\operatorname{tg} -16,5^\circ)] =$$

$$= (2/15) \arccos [(-0,700) (-0,296)] = (2/15) 78,0 = 10,4 \text{ ч при } \delta = 16,5^\circ.$$

В декабре при $\delta = 22,3^\circ$ H_p равно только 9,7 ч. В июне $H_p = 13,6$ ч. Во время солнечного полудня максимальный угол подъема Солнца над горизонтом зимой не превышает $35^\circ - 23,5^\circ = 11,5^\circ$, в то время как летом поднимается до $35^\circ + 23,5^\circ = 58,5^\circ$. Плотность потока солнечного излучения, падающего на батарею, можно рассчитать теперь через суммарный угол Γ в соответствии с уравнением (2.8).

2.3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕОБХОДИМОЙ ПЛОЩАДИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Выходная мощность любой наземной или космической солнечной батареи P_6 может быть определена с помощью уравнения

$$P_6 = S \cos \Gamma \eta F A_6. \quad (2.9)$$

Здесь S представляет собой плотность потока солнечного излучения на Земле или в космосе, Вт/м²; Γ — суммарный угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости батареи; η — к. п. д. солнечного элемента; F — суммарный фактор, учитывающий особенности солнечной батареи и возможную деградацию ее параметров; A_6 — площадь солнечной батареи, м². Решая уравнение (2.9) относительно A_6 , получаем уравнение

$$A_6 = P_6 / S \cos \Gamma \eta F. \quad (2.10)$$

С помощью равенства (2.10) можно вычислить площадь солнечной батареи, необходимую для обеспечения заданной мощности P_6 . Значение солнечной постоянной приведено в § 5.3 и 5.6; при более детальном проектировании используется профиль освещенности, рассмотренный в § 2.2. Определение угла Γ дано в § 2.2, а F — в § 2.6.

Задача 3 Определить приблизительные размеры солнечной батареи и аккумулятора для солнечной батареи, рассмотренной в задаче 1, предполагая, что батарея освещается так, как рассмотрено в задаче 2, и принимая $\eta=10\%$, $F=0,5$ и к. п. д. заряда аккумулятора равным 60% . Система должна выдерживать полную нагрузку подряд в течение 7 дней при облачной погоде и отсутствии ясного солнца. Время полного заряда батареи — 3 дня.

Решение. Требуемая мощность солнечной батареи определяется нагрузкой и током заряда батареи. Используя задачу 1, найдем среднюю нагрузку: 67 Вт в течение 24 ч или за 7 дней $67 \cdot 24 \cdot 7 = 11,3$ кВт·ч. Для зарядки батареи требуется $11,3/0,60 = 18,8$ кВт·ч. Для полного заряда батареи за 3 дня при наличии $9,7$ ч ясной солнечной погоды в зимний период солнечная батарея должна обеспечивать зарядку аккумулятора, для чего необходима электрическая мощность $18,8/(9,7 \times 3) = 0,65$ кВт. питание нагрузки со средней мощностью 67 Вт в течение $9,7$ ч, а также питание нагрузки мощностью $67(24-9,7)/(9,7 \times 0,60) = 165$ Вт ночью. Выходная мощность солнечной батареи $P_6 = 650 + 67 + 165 = 882$ Вт $= 0,882$ кВт

Из имеющихся в литературе значений инсоляций находим наименьшее значение месячной плотности потока солнечного излучения, падающего на наклонную плоскость, — 181 кВт/м² или $181/(9,7 \cdot 30) = 0,62$ кВт/м² в день. Это значение подставим вместо $S \cos \Gamma$ в уравнениях (2.9) и (2.10). Определим теперь требуемую площадь в соответствии с (2.10):

$$A_6 = 0,882 / (0,6 \cdot 0,10 \cdot 0,5) = 29,5 \text{ м}^2.$$

2.4. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ С УЧЕТОМ К. П. Д. ЭЛЕМЕНТОВ

Этот метод аналогичен рассмотренному в § 2.3, только здесь вместо площади солнечной батареи A_6 определяется общее число солнечных элементов в батарее N_Σ и площадь солнечного элемента A_3 :

$$P_6 = S \cos \Gamma \eta F N_\Sigma A_3. \quad (2.11)$$

Решая уравнение (2.11) относительно N_Σ , получаем

$$N_\Sigma = P_6 / (S \cos \Gamma \eta F A_3). \quad (2.12)$$

Задача 4. Определить число солнечных элементов для солнечной батареи, рассмотренной в задаче 3. Предположим, что диаметр каждого элемента равен $6,7$ см.

Решение. Рассчитаем площадь солнечного элемента:

$$A_3 = d^2 \pi / 4 = (6,7)^2 \pi / 4 = 25,6 \text{ см}^2 = 25,6 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Требуемое число элементов находим из (2.12):

$$N_\Sigma = 0,882 / (0,62 \cdot 0,10 \cdot 0,5 \cdot 25,6 \cdot 10^{-4}) = 11,100.$$

2.5. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОЩНОСТИ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Выходная мощность солнечной батареи P_6 определяется из уравнения (2.13) через выходную мощность, генерируемую отдельным солнечным элементом P_3 , где S_0 — эталонная плотность потока излучения, для которой определялась выходная мощность элемента P_3 :

$$P_6 = \frac{S \cos \Gamma}{S_0} F N_3 P_3. \quad (2.13)$$

Требуемое число элементов

$$N_2 = P_6 S_0 / F P_3 S \cos \Gamma. \quad (2.14)$$

Задача 5. Определить число солнечных элементов для солнечной батареи, рассмотренной в задаче 3. Предположим, что площадь каждого элемента равна $25,6 \text{ см}^2$, а удельная выходная мощность — 10 мВт/см^2 при постоянной плотности потока солнечного излучения ($1,0 \text{ кВт/м}^2$).

Решение. Выходная мощность солнечного элемента составляет $10 \cdot 25,6 = 256 \text{ мВт} = 0,256 \cdot 10^{-3} \text{ кВт}$. Из уравнения (2.14) имеем

$$N_2 = 0,882 / (0,62 \cdot 0,5 \cdot 0,256 \cdot 10^{-6}) = 11,100.$$

2.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Хотя большинство методик, описанных в этой главе, разработано для космических батарей, их можно использовать и для проектирования наземных батарей (за исключением некоторых вполне определенных случаев). Космические солнечные батареи были взяты за основу при рассмотрении данного вопроса в связи с тем, что для наземных солнечных батарей еще не накоплен достаточный опыт эксплуатации и не обеспечен тот уровень процесса проектирования, которые достигнуты при создании космических батарей. Правда, при разработке наземных устройств требуется не столь высокая точность, однако поскольку в данное время проектирование не очень дорогостоящих солнечных батарей находится на стадии поиска, то полезно и в этом случае понять все тонкости проектирования. Разумеется, детальный анализ дается далеко не для всех видов солнечных батарей. Опытный проектировщик может многое упростить без ущерба для достоверности и точности конечных результатов.

Размеры солнечной батареи определяют аналитическим, расчетным путем, исходя из физических и электрических

свойств, например, выходной мощности, которыми должна обладать солнечная батарея в наиболее критические моменты эксплуатации (обычно в периоды времени, близкие к окончанию срока службы).

Методика определения размеров. 1. Прежде всего следует выбрать одно или несколько сочетаний конструктивных элементов солнечной батареи, используемых при проектировании: солнечных элементов, покрытий солнечных элементов (см. гл. 4), электрического оборудования (см. гл. 3), несущих поверхностей панели.

2. Определить для каждой выбранной комбинации конструктивных элементов максимальную выходную мощность $P_э$ отдельного солнечного элемента (например, со стеклянным покрытием после испытаний) к моменту истечения срока службы батареи (или в какой-либо другой критический момент эксплуатации) из уравнения

$$P_э = P_0 S' F_{\text{рад}} F_{T_{\text{раб}}} F_{\kappa} F_{\text{з}} F_{\text{б.т}} F_{\text{г.ф}}, \quad (2.15)$$

где P_0 — исходная выходная мощность незастекленного не деградировавшего солнечного элемента при нормальном падении солнечного излучения (с плотностью, равной одной солнечной константе) и эталонной температуре (25 или 28 °C); S' — эффективная плотность солнечного излучения с учетом потемнения покрытия, расстояния до Солнца и неперпендикулярности падения солнечного излучения; $F_{\text{рад}}$ — фактор, учитывающий радиационную деградацию солнечного элемента, который определяется из уравнений (2.16)¹ или (2.17)²:

$$F_{\text{рад}} = 1 - PD / 100; \quad (2.16)$$

$$F_{\text{рад}} = P_{\text{опт}\Phi} / P_{\text{опт}0}; \quad (2.17)$$

$E_{T_{\text{раб}}}$ — фактор, учитывающий уменьшение мощности с увеличением рабочей температуры и определяемый из уравнения³:

$$F_{T_{\text{раб}}} = P_{\text{опт}T_{\text{раб}}} / P_{\text{раб}}; \quad (2.18)$$

¹ PD — деградация орбитального солнечного элемента, %.

² $P_{\text{опт}}$ — максимальная выходная мощность солнечного элемента. Дополнительные индексы Φ и 0 относятся к потоку $\Phi = 1$ МэВ в конце срока службы и к нулевому потоку соответственно.

³ Дополнительные индексы $T_{\text{раб}}$ и 0 означают рабочую температуру и стандартную температуру соответственно. Если соответствующие значения $F_{\text{зап}}$ и $\eta_{\text{раб}}$ еще не определены, можно приблизительно принять $F_{\text{зап}} = 0,9$ и $\eta_{\text{раб}} = 0,05$ при нахождении батареи в течение длительного времени на орбите при высокой температуре и высоком уровне радиации или $\eta_{\text{раб}} = 0,1$ при низких температуре и уровне радиации.

F_k — фактор, учитывающий коммутационные потери (см. § 1.21). В большинстве случаев F_k принимает значения от 0,95 до 1,00; F_z — фактор, учитывающий затенение (см. § 1.16). При отсутствии затенения $F_z=1,00$; $F_{б.д}$ — фактор, учитывающий потери в диодах и проводах, выражается обычно в процентах для одного элемента и определяется уравнением, в котором V_d — падение напряжения на диоде; $V_{п}$ — падение напряжения в проводах, соединяющих батарею и нагрузку; $V_{ш}$ — напряжение на шинах батареи при нагрузке, характерной для данного космического аппарата¹:

$$F_{б.д} = 1 - \frac{V_d + V_{п}}{V_{ш} + V_d + V_{п}}; \quad (2.19)$$

$F_{г.ф}$ — геометрический фактор, называемый иногда отношением проекций (см. § 2.7). Для плоских солнечных батарей $F_{г.ф}=1$, для цилиндрических, вращающихся $F_{г.ф}=1/\pi$.

3. Определить характеристики солнечной батареи в целом. Число солнечных элементов

$$N = P_6 / P_э, \quad (2.20)$$

где P_6 — требуемая выходная мощность; $P_э$ — выходная мощность одного элемента, найденная из уравнения (2.15).

Площадь несущей поверхности панели

$$A_{п} = A_э N / F_{зап}, \quad (2.21)$$

где коэффициент заполнения $F_{зап}$ будет определен ниже, а $A_э$ — общая площадь солнечного элемента.

Масса панели

$$M = t A_{п}, \quad (2.22)$$

где t — масса единицы площади, кг/м².

Коэффициент заполнения

$$F_{зап} = N A_э / A_{п}, \quad (2.23)$$

где N — общее число солнечных элементов в данной солнечной батарее; $A_э$ — полная площадь солнечного элемента; $A_{п}$ — площадь несущей поверхности панели. В зависимости от характера дальнейших расчетов $A_{п}$ может означать: 1) площадь, занимаемую только модулями солнечных элементов с токопроводами; 2) всю так называемую доступную для использования площадь, которую занимают солнечные элементы, включая их электрические соединения

¹ Если потери в диодах и в проводах еще не оценены, то с достаточной степенью точности можно принять для солнечных батарей мощностью до 1 кВт при использовании в них одного кремниевого диода $V_d + V_{п} = 1,4$ В, а для батарей больших мощностей $V_d + V_{п} = 2,8$ В.

и проводку; 3) общую площадь панели, за исключением отверстий в ней и площади, занимаемой шарнирами и другими подобными конструктивными элементами; 4) всю общую площадь, включая размещение электропроводки и неиспользуемые части панели.

Часто в литературе не указывается, какое из перечисленных определений было использовано автором. Практически величина коэффициента заполнения, полученная при подстановке в формулу значения $A_{\text{п}}$, найденного первым из перечисленных выше способов, лежит в пределах от 0,85 до 0,92. Для плоских, стандартных конструкций солнечных элементов трудно получить значения коэффициента заполнения больше 0,95. У конических и трепецеидальных панелей солнечных элементов значения коэффициента заполнения могут снижаться до 0,5—0,6.

В табл. 2.2 приведено несколько значений коэффициентов заполнения.

Таблица 2.2. Коэффициенты заполнения для солнечных элементов размером 2×2 см (столбец слева) и 2×4 см (столбец справа)

$\Gamma_{\text{зап}}$	Число солнечных элементов на 1 м^2	
0,8	2000	1000
0,9	2250	1125
1,0	2500	1250

Плотность заполнения. Плотность заполнения N' определяет число солнечных элементов данного размера, которые можно разместить на панели данной площади. N' связана с коэффициентом заполнения [см. (2.23)] уравнением

$$N' = A_{\text{п}} F_{\text{зап}} / A_{\text{э}}. \quad (2.24)$$

2.7. ВЫБОР ФОРМЫ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Эволюция формы солнечной батареи тесно связана с развитием всей конструкции космического аппарата и определяется в основном следующими факторами:

- 1) полезной нагрузкой и аппаратурой связи;
- 2) диапазоном изменения угла падения солнечного излучения на космический аппарат и на солнечную батарею за рабочий период;
- 3) изменением расстояния между Солнцем и солнечной батареей за рабочий период;

- 4) требуемой выходной мощностью и зависимостью выходной мощности солнечной батареи от времени полета;
 5) ограничениями размеров, объема, массы, зависящими от ракеты-носителя, а также от конструкции космического корабля в целом.

Использование полученной расчетным путем площади солнечной батареи, как было показано выше, обеспечивает необходимую аналитическую точность для определения общей внешней формы батареи. При более детальном сравнительном изучении солнечных батарей разнообразных конструкций и форм необходимо использовать вместо расчетных характеристик вольт-амперные характеристики реальных солнечных элементов. Один из наиболее широко применяемых методов заключается в представлении гипотетической солнечной батареи из 100 элементов, соединенных параллельно, и 100 элементов, соединенных последовательно, и расчете величины выходной мощности ме-

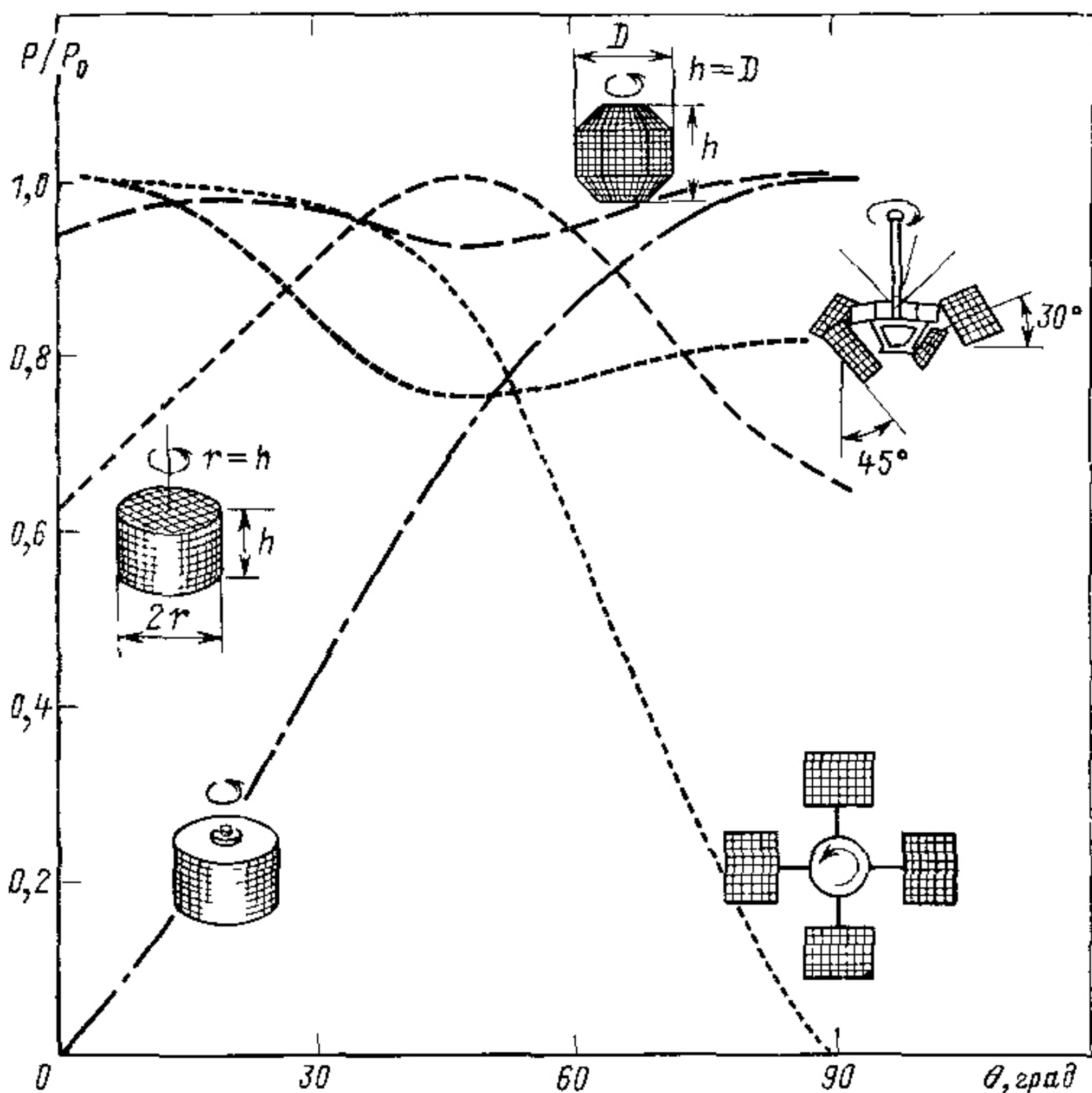


Рис 2.5. Сравнение зависимостей выходной мощности солнечных батарей от угла между солнечным вектором и осью вращения спутника (для пяти различных конфигураций солнечных батарей)

тодом, описанным в § 1.21 и 1.25, для различных вариантов геометрии солнечной батареи и различных рабочих температур. Разница между выходными характеристиками мощности реальной солнечной батареи и спроектированной может быть существенной.

Для получения необходимой зависимости выходной мощности от угла падения солнечных лучей θ (рис. 2.5 и

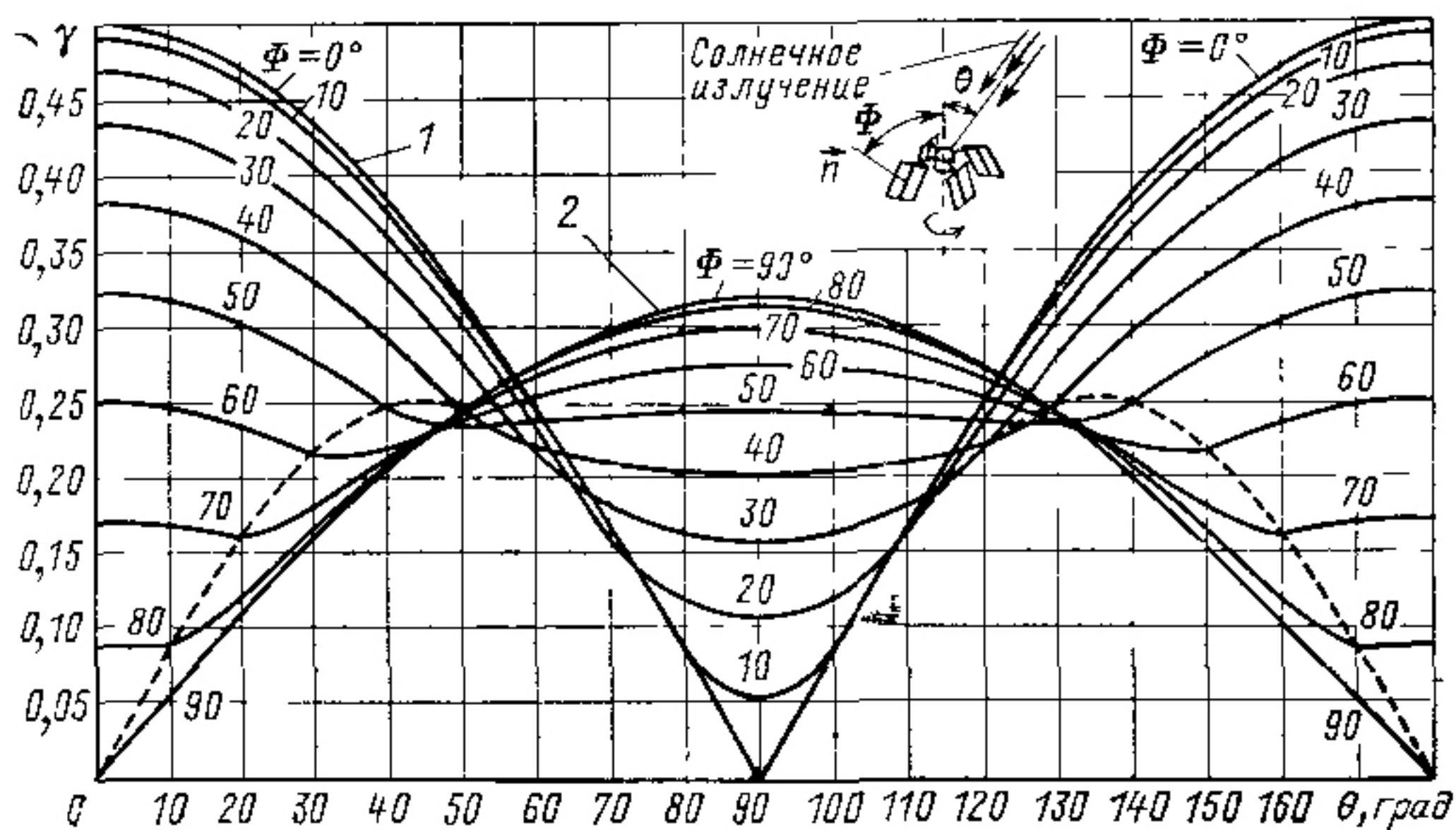


Рис. 2.6. Зависимость отношения эффективной площади к общей площади солнечной батареи γ от угла θ между направлением солнечного излучения и осью вращения спутника без учета затенения:
1 — панели перпендикулярны оси вращения; 2 — панели параллельны оси вращения

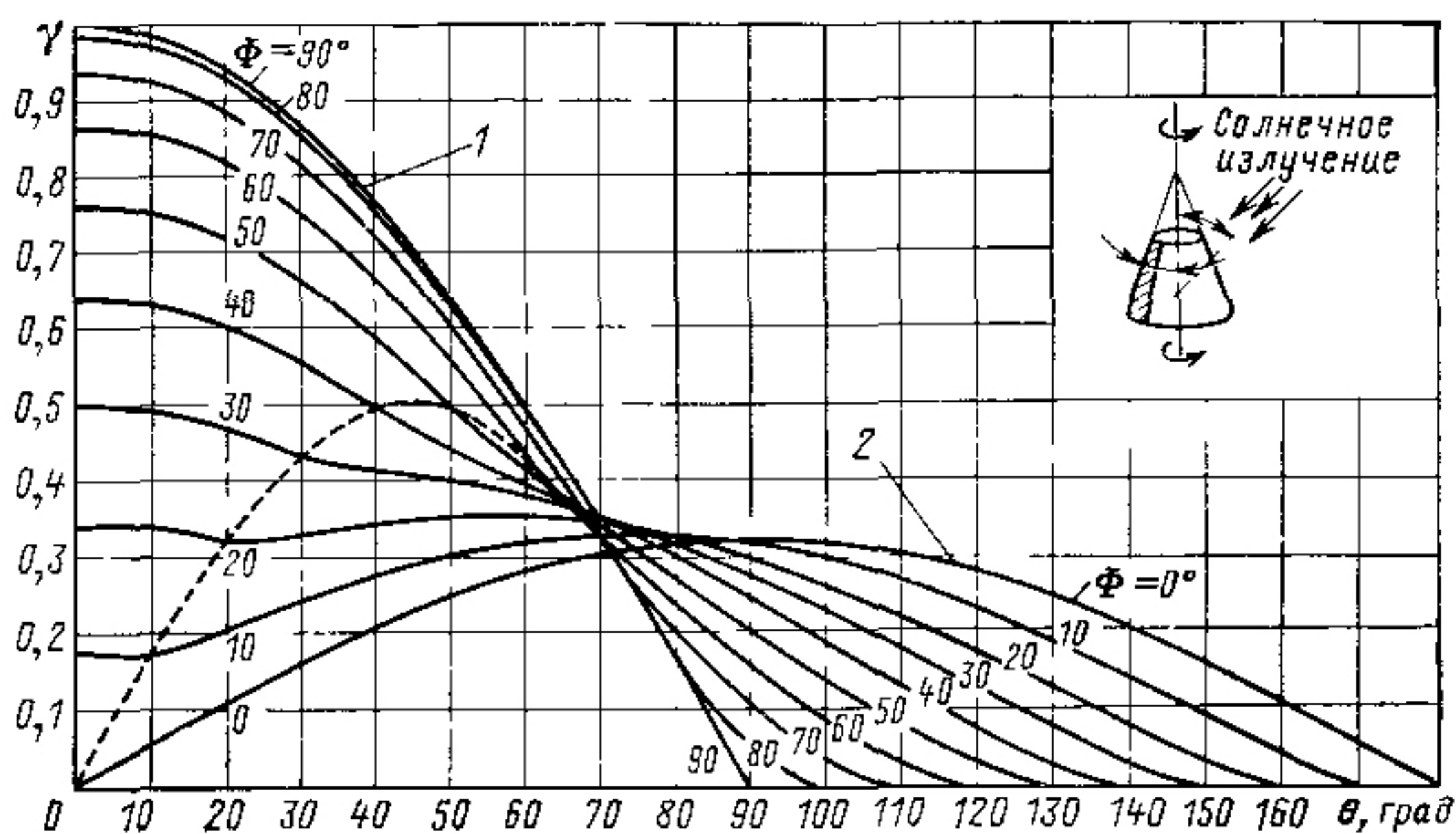


Рис. 2.7. Зависимость отношения площадей γ от угла θ между направлением солнечного излучения и осью вращения для солнечных батарей конической формы:

1 — плоская поверхность; 2 — цилиндрическая поверхность

2.6) к основной солнечной батарее могут быть добавлены небольшие батареи различных геометрических форм.

На рис 2.5 представлены зависимости выходной мощности от угла падения излучения для различных конфигураций солнечных батарей. С помощью этого рисунка можно выбрать солнечную батарею наиболее подходящей формы или составить комбинацию из солнечных батарей различных форм для получения любой необходимой зависимости выходной мощности от угла падения солнечных лучей. По рис. 2.6 и 2.7 можно провести оптимизацию соответственно углов наклона плоских панелей-лопастей и углов между осью вращения спутника и плоскостью солнечной батареи, смонтированной на конусообразной части спутника сложной геометрической формы. Степень аппроксимации при представлении цилиндрической батареи в виде различного числа плоских граней представлена в табл. 2.3.

Таблица 2.3. Уменьшение площади цилиндрической батареи (в относительных единицах) при замене цилиндра многогранником

Число граней n	Относительная площадь $A_{отн}$	Число граней n	Относительная площадь $A_{отн}$
∞ (цилиндр)	1,000	12	0,955
4	0,637	16	0,974
6	0,827	20	0,984
8	0,900	24	0,988
10	0,936		

$$A_{отн} = A_n / A_{ц}; \quad A_n = \frac{1}{2} nr^2 \sin (2\pi / n),$$

где A_n —площадь многоугольника вписанного в круг, радиусом r .

2.8. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧИСЛА СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Число последовательно соединенных солнечных элементов. Значительное число солнечных элементов надо соединить последовательно для получения требуемого рабочего напряжения и дополнительного напряжения, компенсирующего падение напряжения в блокирующих диодах и проводах. Найдем это число из соотношения

$$N_{пс} = \frac{V_{ш} + V_{д} + V_{п}}{V_{опг}}, \quad (2.25)$$

где $V_{ш}$ —напряжение на нагрузке космического аппарата или напряжение на выходных шинах солнечной батареи; $V_{д}$ —падение напряжения на блокирующем диоде, вклю-

ченном в прямом направлении; $V_{\text{п}}$ — общее падение напряжения в проводах между солнечными элементами и между нагрузкой космического аппарата или электрохимическими аккумуляторами (на освещенной и на темновой сторонах панелей); $V_{\text{опт}}$ — напряжение солнечного элемента в конце срока службы (или в какой-либо критической ситуации во время полета) в точке максимальной мощности при рабочих значениях температуры и плотности падающего излучения.

Напряжение на нагрузке $V_{\text{ш}}$ определяют отдельно для каждого конкретного случая; оно зависит в основном от параметров электрохимических батарей. Значения $V_{\text{п}}$ лежат вблизи 0,7 В для кремниевых диодов. Падение напряжения в проводах $V_{\text{п}}$ целиком зависит от конструкции, однако в § 2.10 дан способ выбора $V_{\text{п}}$ из условий минимальной массы батареи и проводки.

Для каждого типа солнечного элемента и определенного защитного покрытия, описанных в § 2.6 (или для тех типов, для которых уже разработаны конструкции), выходное напряжение при максимальной выходной мощности к концу периода эксплуатации одного солнечного элемента, покрытого стеклом, находят из уравнения

$$V_{\text{опт}} = V_{\text{опт}\Phi} + \Delta V_{S'} + \beta_{V_{\text{опт}}} V_{\text{р}} (T_{\text{раб}} T_0), \quad (2.26)$$

где $V_{\text{опт}\Phi}$ — выходное напряжение при максимальной выходной мощности покрытого стеклом солнечного элемента при стандартной температуре T_0 после облучения электронами с энергией 1 МэВ до уровня Φe , см⁻² (Φe — число частиц, попавших на элемент за время его работы); $\Delta V_{S'}$ — изменение выходного напряжения при максимальной выходной мощности вследствие изменения плотности потока излучения от S до S' (см. § 1.24). Соответствующее изменение напряжения определяется из характеристик солнечных элементов, приведенных в § 1.25; $\beta_{V_{\text{опт}}}$ — температурный коэффициент для выходного напряжения при максимальной выходной мощности; $T_{\text{раб}}$ — рабочая температура солнечного элемента (см. § 2.14); T_0 — стандартная температура испытаний солнечных элементов (25 или 28 °С).

Число параллельно соединенных элементов. Представим группу из $N_{\text{пс}}$ солнечных элементов, соединенных последовательно, в виде цепочки элементов. Вся солнечная батарея состоит из $N_{\text{пр}}$ последовательных цепочек, соединенных между собой параллельно и обеспечивающих необ-

ходимый ток нагрузки. Число элементов $N_{\text{пр}}$ находят из следующего уравнения:

$$N_{\text{пр}} = I_{\Phi} / \bar{I}_{\text{опт}}, \quad (2.27)$$

где $\bar{I}_{\text{опт}}$ — среднее значение выходного тока при максимальной выходной мощности в конце срока службы $N_{\text{пр}}$ элементов, соединенных последовательно и покрытых стеклом. Этот параметр определяют при рабочей температуре $T_{\text{раб}}$ в условиях уменьшенного освещения, соответствующего потемнению покрытия, падающего под углом солнечного излучения:

$$\bar{I}_{\text{опт}} = \sum_{i=1}^n I_{\text{опт } i} / n. \quad (2.28)$$

Здесь

$$I_{\text{опт } i} = I_{\text{опт } \Phi} S'_i [1 + \beta'_{I_{\text{опт}}} (T_{\text{раб}} - T_0)] F_{\text{дк}} (F_3)_i; \quad (2.29)$$

$I_{\text{опт } \Phi}$ — выходной ток при максимальной выходной мощности солнечного элемента, покрытого стеклом (с исходной прозрачностью), при стандартной температуре T_0 после облучения электронами с энергией 1 МэВ до уровня Φ_e , см^{-2} ; S'_i — эффективная интенсивность солнечного излучения для i -го числа цепочек элементов с учетом снижения прозрачности покрытия вследствие деградации, увеличения расстояния до Солнца и отсутствия перпендикулярности падения излучения (см. § 1.24) (S'_i измерено в долях солнечной постоянной; для плоской батареи солнечных элементов все S'_i равны между собой, поэтому индекс i можно опустить; $\beta'_{I_{\text{опт}}}$ — температурный коэффициент для $I_{\text{опт}}$;

$T_{\text{раб}}$ — рабочая температура солнечного элемента; T_0 — температура стандартных испытаний солнечных элементов (25 или 28 °С); $F_{\text{дк}}$ — фактор, учитывающий деградационные и коммутационные потери (см. § 1.21); для многих конструкций значение $F_{\text{дк}}$ лежит в диапазоне от 0,95 до 1,00; $(F_3)_i$ — фактор, учитывающий затемнение i -го числа параллельно соединенных цепочек (см. § 1.16). Для незатемненных цепочек $F_3 = 1,00$

Параллельные цепи. Все последовательные цепочки элементов соединены параллельно между собой по крайней мере в начале и конце цепочек. Однако обычно в последовательно-параллельной группе элементов два или более элементов из соседних последовательных цепочек соединены параллельно.

При таком параллельном соединении повышается надежность солнечной батареи, создаются обходные парал-

лельные цепи для прохождения тока при отказе типа обрыв, происходящего у одного или нескольких солнечных элементов вследствие механического повреждения элементов, отслоения контактов или неисправности в межэлементных соединениях.

В случае отказа типа обрыв одного из элементов соседние параллельно соединенные солнечные элементы будут частично или полностью проводить ток, который проходил через отказавший элемент до его выхода из строя. Значение тока, который могут проводить исправные солнечные элементы, зависит от рабочего тока элементов до выхода из строя одного из них и суммарного тока короткого замыкания соединенных параллельно исправных элементов после отказа. Если разность этих токов меньше тока, пропускаемого вышедшим из строя элементом до его отказа, то на исправные элементы будет подаваться обратное напряжение смещения (см. § 1.19). Обратное напряжение смещения, в свою очередь, может приводить к выходу из строя элемента в результате превышения уровня допустимого перегрева (см. § 1.20).

Если на солнечных элементах конкретной конструкции возникают обратные напряжения смещения, то в этом случае надо при проектировании использовать рекомендации, предложенные в § 2.11.

2.9. РАСПОЛОЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Процесс компоновки элементов на поверхности панели заданной площади, предназначенных для солнечной батареи космического аппарата, заключается в таком размещении последовательных цепочек солнечных элементов, объединенных с помощью параллельных перемычек в группы и модули, при котором энергия, получаемая с единицы площади, максимальна, причем остается необходимое пространство для электрических проводов, соединяющих цепи солнечных элементов с выходными клеммами электрохимических батарей. При необходимости оставляется также место для блокирующих диодов (между солнечной батареей и электрохимическими аккумуляторами) и байпасных диодов, предотвращающих отрицательный эффект затенения части последовательной цепочки элементов.

Расстояния между элементами батареи. Значение минимального промежутка между соседними элементами, измеренное при комнатной температуре, определяется главным образом размерами солнечного элемента с покрытием, коэффициентом температурного расширения материала-

ла панели и минимальной возможной температурой (на теневых участках орбиты). Неточности при сборке солнечной батареи, например, в расположении клеящего слоя, соединяющего элементы с панелью, оказывают влияние, аналогичное тому, которое производит разброс размеров температурных петель внутренних проводников батареи, а также различие напряжений, генерируемых солнечными элементами соседних цепочек.

Реальный минимальный зазор между элементами в собранной группе, включенными параллельно, равен 0,1 мм, а между элементами зазор между соседними цепочками, соединенными последовательно, — 0,5 мм, за трических цепочками лежит в диапазоне от 0,5 до 1 мм. Этот зазор определяется зазором между элементами, если используется покрытие такого же размера, как и элемент или меньше, или зазором между покрытиями, если используются покрытия большего размера, чем элемент. Используя рис. 2.8 и уравнения (2.30а) и (2.30б), можно рассчитать площадь, необходимую для размещения группы цепочек:

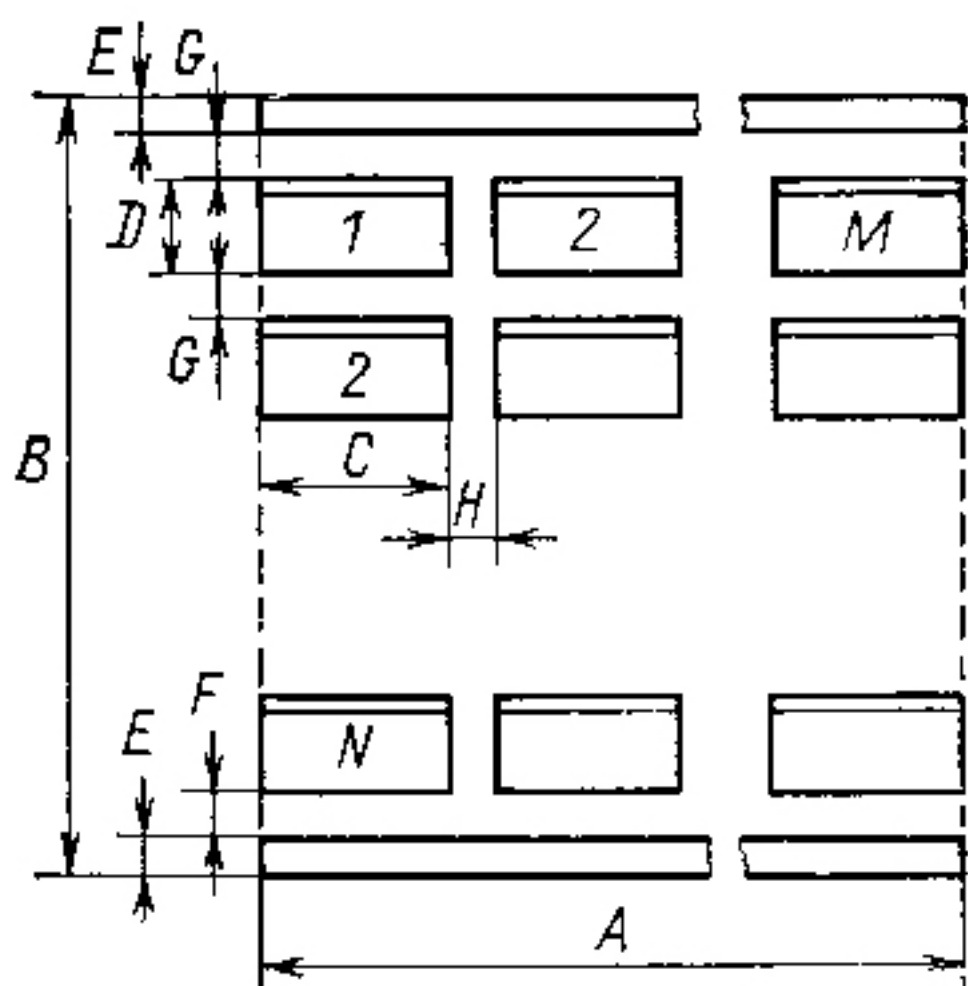


Рис 2.8 Схема расположения солнечных элементов на солнечной батарее и ее размеры

$$A = MC + (M - 1)H; \quad (2.30a)$$

$$B = ND + NG + F + 2E, \quad (2.30б)$$

где C — ширина солнечного элемента в направлении параллельного соединения; H — расстояние между солнечными элементами в направлении параллельного соединения; D — длина солнечного элемента в направлении последовательного соединения; G — расстояние между солнечными элементами в направлении последовательного соединения; E — ширина крайней контактной полосы; F — расстояние между крайней контактной полосой и солнечным элементом; M, N — число элементов, соединенных параллельно и последовательно соответственно.

Размеры C и D должны определяться с учетом максимальных размеров солнечных элементов, покрытых стеклом (дополнительные сведения о расстояниях между элементами приведены в § 3.12).

2.10. ЭЛЕКТРОПРОВОДКА СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Электрический ток, вырабатываемый солнечными элементами, поступает по межэлементным соединениям, проводникам и кабелям или плоским проводникам к выходному разъему солнечной батареи (см. гл. 3). Выходной разъем имеет ответную часть на основных токовыводящих шинах солнечной батареи. Различные виды элементов электрической цепи солнечных батарей, так же как и основные сведения по их конструированию приведены в гл. 3. Здесь рассматривается только вопрос о выборе размеров проводников.

Для многих космических аппаратов ограничения по массе не позволяют выбирать такие размеры проводников, при которых потери в них близки к нулю. Допустимые потери определяются при оптимизации массы, которая с увеличением потерь также увеличивается. Для солнечных батарей мощностью порядка 1 кВт значение суммарных потерь для основных токовыводов составляет обычно 1%, однако у различных конструкций это значение колеблется от 0,5 до 5%.

Оптимизация соотношения масс проводников и батареи. Предположим, что выходной разъем солнечной батареи расположен на расстоянии L от входных разъемов нагрузки. Значение суммарного сопротивления пары проводников, соединяющих батарею и нагрузку,

$$R_2 = 2\rho L / A,$$

а их масса (не считая массы изоляции)

$$m_{\Pi} = 2LAd,$$

где ρ — удельное сопротивление проводников; A — площадь поперечного сечения проводника; d — плотность материала проводников.

Предположим теперь, что мощность нагрузки P_{Π} , а потери мощности в проводниках P_R . Следовательно, мощность солнечной батареи должна быть $P_{\Pi} + P_R$.

Предположим, что мощности P_{Π} соответствует масса батареи m_{Π} , а мощности P_R — масса батареи m_R . Тогда общая масса батареи и проводников

$$M = m_{\Pi} + m_R + m_{\Pi}.$$

Однако

$$m_R = m_{\Pi} P_R / P_{\Pi};$$

$$P_R = I^2_{\Pi} R_2 = I^2_{\Pi} \rho L / A; \quad P_{\Pi} = V_{\Pi} I_{\Pi},$$

где V_H — напряжение на нагрузке; I_H — ток нагрузки. Из этих уравнений находим

$$M = m_H + \frac{2m_H I_H \rho L}{AV_H} + 2LAd. \quad (2.31)$$

Дифференцируя по A выведенное выражение для M и приравнявая полученную производную к нулю, находим A_m , при котором масса минимальна:

$$A^2_m = m_H I_H \rho / V_H d. \quad (2.32)$$

Из вычисленного таким образом значения A_m можно определить P_H , при которой масса M минимальна.

Сравнение алюминиевых и медных проводников. Сопротивление одного проводника определяется уравнением $R = \rho L/A$, а его масса — $M = ALd = \rho d L^2/R$, где ρ — удельное сопротивление проводника. Обозначим массу алюминиевого проводника M_a , а массу медного проводника M_M . Отношение масс алюминиевого и медного проводников с одинаковым удельным сопротивлением ρ и длиной d

$$M_a/M_M = \rho_a d_a / \rho_M d_M.$$

Для $\rho_a/\rho_M = 1,64$, $d_a = 2,70$ и $d_M = 8,89$ г·см⁻³ имеем

$$M_a/M_M = 0,50.$$

Следовательно, при равной длине и равном сопротивлении алюминиевый проводник весит в 2 раза меньше.

2.11. УЧЕТ ВОЗМОЖНОСТИ МЕСТНОГО ПЕРЕГРЕВА

Местный перегрев, который может возникать во время работы солнечных элементов при обратном напряжении смещения, может приводить к выходу солнечных элементов из строя, а следовательно, и к связанным с этим дополнительным потерям мощности солнечной батареи (см. § 1.19).

Актуальность проблемы местного перегрева, если она вообще существует для рассматриваемой конструкции солнечной батареи, зависит от электрического и температурного режимов эксплуатации солнечной батареи. Обратные напряжения, которые приводят к нарушениям в работе солнечной батареи, возникают при существенной разнице между напряжением на нагрузке и напряжением холостого хода цепочки элементов. Потенциально опасный нагрев солнечного элемента, находящегося под обратным напряжением смещения, может произойти только вследствие недостаточно быстрого рассеяния теплоты в элементе или элементах, а также если количество выделяемого элемен-

том теплоты велико по отношению к теплоте, отводимой от элемента.

Если в данной конкретной конструкции можно предполагать о возникновении такой проблемы, то необходимо провести анализ этой конструкции (см. § 1.19). Пользуясь материалами § 1.20, температуру солнечных элементов можно определить.

Если при анализе подтвердится предположение о существовании местного перегрева, то для снижения обратного напряжения или увеличения теплоотвода (или одновременно того и другого) необходимо произвести следующие изменения в конструкции батареи.

1. Устранить короткое замыкание солнечной батареи или ее части, т. е. сделать так, чтобы регуляторы шунтового типа включали батарею на напряжение нагрузки, а не на нулевое напряжение короткого замыкания.

2. Уменьшить число последовательно соединенных солнечных элементов или включить диоды, шунтирующие каждую параллельную группу элементов. Например, при разделении солнечной батареи на две одинаковые батареи, соединенные последовательно и имеющие общую шину, подключенную к регулятору шунтового типа, снижается число последовательно соединенных элементов в 2 раза.

3. Использовать цепочки последовательно соединенных элементов вместо цепочек последовательно соединенных групп параллельно включенных элементов.

4. Увеличивать число параллельно соединенных элементов до тех пор, пока исправные элементы не будут способны пропускать ток, несколько больший, чем тот, который пропускал неисправный элемент до отказа типа обрыв (для этого обычно необходимо около десяти параллельно соединенных элементов).

5. Увеличить теплоотвод в поперечном направлении и рассеяние теплоты солнечными элементами и материалом панели (или воздействовать хотя бы на один из этих процессов).

2.12. ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Для обеспечения надежности солнечной батареи необходимо увеличить размер батареи и снабдить ее резервными элементами. При увеличении батареи на одну или несколько цепочек элементов обеспечивается нормальная работа батареи при потенциально возможных отказах элементов в процессе работы в соответствии со статистически установленным числом отказов солнечных элементов, меж-

элементных соединений, паяных или сварных соединений, контактов и т. п. При создании дополнительных путей для прохождения тока через перечисленные элементы может значительно повыситься надежность солнечной батареи.

2.13. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЫСОКОВОЛЬТНЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Были исследованы высоковольтные солнечные батареи с диапазоном выходного напряжения от 2 до 16 кВ, представляющие интерес с точки зрения уменьшения потерь на активном сопротивлении батарей большой мощности (свыше 10 кВт), а также для непосредственного питания ионных двигателей. Преимущества использования высокого напряжения начинают сказываться при увеличении выходного напряжения солнечной батареи свыше 100 В и соответствующем уменьшении значения максимального рабочего тока батареи (при постоянной выходной мощности батареи) [2, 3].

Среди особенностей, характерных для применения высоковольтных солнечных батарей на Земле, а также во время космических полетов, следует прежде всего назвать наличие плазменных токов утечки и разрушение изоляционных материалов. Через плазму воздуха, окружающего солнечную батарею, могут протекать большие токи утечки (см. § 5.44 и 5.49), которые значительно снижают выходную мощность солнечной батареи. Воздействие высокого напряжения и коронный разряд могут приводить к ухудшению свойств батарей и разрушению изоляционных материалов.

Практические рекомендации. Практические рекомендации, следование которым представляется в настоящее время залогом успешной работы проектируемой высоковольтной солнечной батареи, говорят о необходимости при создании батарей данного типа:

1) полностью изолировать электрические цепи, включая солнечные элементы, внутренние соединения, контакты от плазмы окружающего воздуха;

2) свести к минимуму или полностью устранить мелкие отверстия и пустоты в изоляционных слоях;

3) использовать шунтирующие диоды для повышения надежности солнечной батареи и для уменьшения влияния местного перегрева (из-за возможного попадания элементов под обратное напряжение смещения).

2.14. РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Температура солнечных батарей в космосе определяется только теплопередачей излучением. В соответствии с этим равновесная рабочая температура солнечной батареи

$$T_{\text{раб}} = \left[\frac{(\bar{\alpha}_c - F_{\text{зап}} \eta_{\text{раб}}) A_{\text{п.п}} S \cos \Gamma}{(\bar{\epsilon}_{\text{пс.п}} A_{\text{п.п}} + \bar{\epsilon}_{\text{пс.т}} A_{\text{т.п}}) \sigma} \right]^{1/4}. \quad (2.33)$$

Температура батареи в каждый момент времени при попадании ее в тень зависит от времени затемнения $t_{\text{т}}$; ее можно найти из уравнения

$$T_{\text{т}}(t_{\text{т}}) = T_{\text{раб}} \left[1 + \frac{3(\bar{\epsilon}_{\text{пс.п}} A_{\text{п.п}} + \bar{\epsilon}_{\text{пс.т}} A_{\text{т.п}}) T_{\text{раб}}^3}{\bar{m} \bar{c}} \right]^{-1/3}. \quad (2.34)$$

В формулах (2.33) и (2.34) $\bar{\alpha}_c$ — интегральный коэффициент поглощения солнечного излучения поверхностью элемента; $F_{\text{зап}}$ — коэффициент заполнения панели солнечными элементами; $\eta_{\text{раб}}$ — реальный к. п. д. солнечного элемента; $A_{\text{п.п}}$ — общая площадь передней поверхности солнечной батареи; $A_{\text{т.п}}$ — общая площадь темновой поверхности солнечной батареи; $\bar{\epsilon}_{\text{пс.п}}$ — полусферический коэффициент поглощения солнечного излучения передней поверхности солнечной батареи; $\bar{\epsilon}_{\text{пс.т}}$ — полусферический коэффициент поглощения солнечного излучения передней поверхности солнечной батареи; S — солнечная постоянная (см § 5.3 и 5.6); при работе солнечной батареи с концентраторами S умножается на действительное значение коэффициента концентрации; σ — постоянная Стефана — Больцмана; $\bar{m} \bar{c}$ — массовая теплоемкость солнечной батареи; Γ — угол падения солнечного излучения на солнечные элементы (см. § 1.23).

Общим в приведенных выше уравнениях являются излучательная способность передней и темновой поверхностей солнечной батареи и площадь излучающих поверхностей. Из этого следует, что уменьшение рабочей температуры в результате увеличения количества теплоты, отводимой излучением, приводит одновременно к нежелательному повышению температуры неосвещенной батареи. Поэтому лучше всего сначала уменьшить поглощение солнечного излучения батареями (увеличив при этом к. п. д. солнечных

Рис 2.9. Зависимости температуры солнечной батареи от расстояния до Солнца (плоская панель и оси вращения перпендикулярны направлению солнечного излучения, цилиндрические батареи вращаются).

Верхние три кривые — для плоской панели, нижние — для цилиндрической

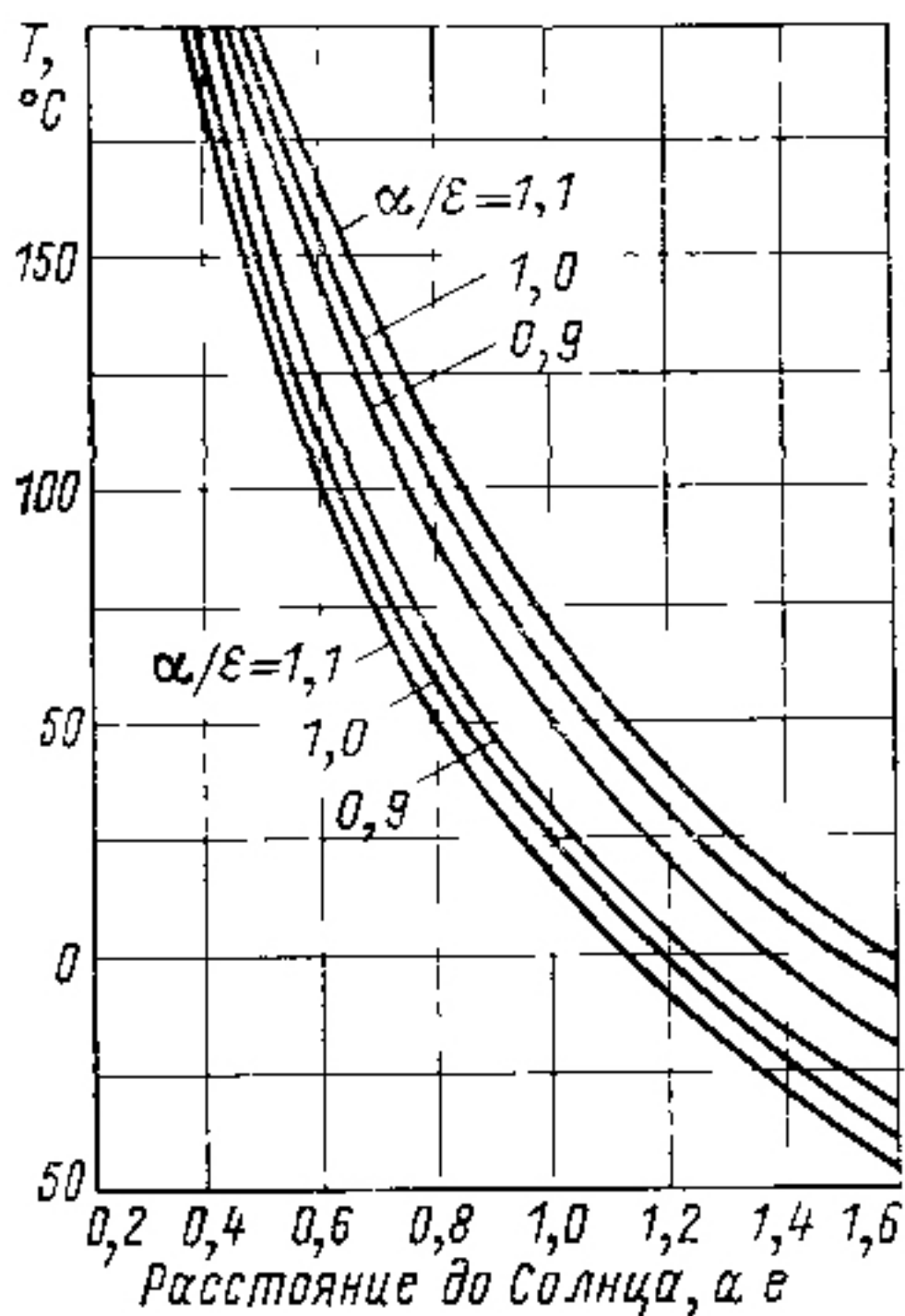
элементов)¹, а затем уже увеличить излучательную способность.

Температура неосвещенной солнечной батареи повысится при росте теплоемкости солнечной батареи в результате увеличения общей массы батареи или замены имеющихся материала-

лов другими, обладающими большей удельной теплоемкостью. Для этого использовался бериллий, поскольку при комнатной температуре он обладает вдвое большей удельной теплоемкостью, чем алюминий. При низких температурах, однако, это отношение уменьшается.

Из рис. 2.9 видно, как сильно зависит $T_{\text{раб}}$ от расстояния до Солнца [см. уравнение (2.32)]. Кривые на рис. 2.9 построены в предположении, что элементы не работают ($\eta_{\text{раб}}=0$), зависимость плотности потока солнечного излучения от расстояния до Солнца определяется уравнением (1.63) и $\Gamma=0$. Значения отношений α/ε (рис. 2.9) справедливы для случая, когда $\varepsilon_{\text{пс.д}}=\varepsilon_{\text{пс.т}}$, и при подстановке этих отношений в уравнение (2.33) для вычисления $T_{\text{раб}}$ их надо разделить на 2.

Зависимость температуры ориентированной плоской солнечной батареи, находящейся на земной орбите, от высоты орбиты показана в табл. 2.4. С удалением от Земли температура солнечной батареи падает в результате уменьшения интенсивности инфракрасного излучения Земли и излучения, связанного с диффузным отражением солнечной радиации от Земли и атмосферы.



¹ Необходимо отметить, что выполнить одновременно эти два на первый взгляд совершенно противоречивых требования можно при условии, что уменьшение поглощения солнечной радиации поверхностью панелей будет происходить лишь в тех интервалах спектра Солнца, которые не используются солнечными элементами для преобразования в электроэнергию. — Прим. ред. пер

Таблица 2.4. Зависимость равновесной температуры плоской панели солнечных элементов от высоты круговой орбиты

h , км	T , °C	h , км	T , °C
370	67	7,410	57
740	65	14,820	55
1,110	64	22,240	54
1,850	62	35,880	53

2.15. РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ НАЗЕМНЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Для теплового расчета наземных солнечных батарей можно допустить, что количество теплоты, отводимой от батареи излучением, приблизительно равно количеству теплоты, отводимой за счет конвективного теплообмена. Из анализа уравнений термодинамики следует, что с точки зрения сугубо тепловых свойств модулей солнечных батарей материал прозрачного защитного окна должен иметь как можно более высокую удельную теплопроводность и излучательную способность, а само окно следует делать возможно более тонким. Кроме того, защитное стеклянное окно-покрытие должно соединяться с солнечными элементами очень тонким слоем связующего материала. Для эффективного конвективного охлаждения полезно использовать металлические панели с ребрами, покрытыми краской с высокой излучательной способностью. Толщина связующего слоя и слоя диэлектрика между элементом и панелью должна быть наименьшей. Передняя сторона панели (на которую крепятся солнечные элементы) должна иметь низкий интегральный коэффициент поглощения солнечного излучения.

2.16. СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ПОГЛОЩЕНИЯ

Чтобы уменьшить среднее значение эффективного интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения α_c батареи, нужно:

1) использовать селективные отражающие фильтры для отражения той части солнечного спектра, которую нельзя преобразовать в электрическую энергию (обычно покрытия поглощают в этих спектральных интервалах);

2) свести к минимуму потемнения покрытия и клеящих составов, что в свою очередь приведет к увеличению поглощения излучения к концу срока службы батареи;

3) нанести на все поверхности солнечной батареи, не занятые солнечными элементами, покрытия с высоким коэффициентом отражения солнечного излучения;

4) увеличить к. п. д. солнечного элемента в конце срока службы.

При уменьшении поглощающей площади A_α также снижается рабочая температура, не оказывая существенного влияния на температуру неосвещенной батареи. Уменьшить площадь поглощающей поверхности можно с помощью любого из методов, указанных в § 2.19.

Чувствительность температуры солнечной батареи к изменению любого из влияющих на нее параметров можно изучить путем дифференцирования уравнений (2.33) или (2.34) по нужному параметру. Если полученное уравнение разделить на исходное, то можно оценить относительное изменение абсолютной температуры.

Задача Как изменится рабочая температура солнечной батареи при уменьшении коэффициента поглощения солнечного излучения $\bar{\alpha}_c$ от 1,00 до 0,95?

Решение. Уравнение (2.33) перепишем в виде

$$T^4 = k(\bar{\alpha}_c - F_{\text{зап}}\eta_{\text{раб}}),$$

где k — постоянная, включающая в себя все остальные переменные (считаем их постоянными). Дифференцируя это уравнение, получаем

$$4T^3 dT = k(d\bar{\alpha}_c).$$

Преобразуем выражение, которое получится при делении второго уравнения на первое.

$$dT/T = d\bar{\alpha}_c / 4(\bar{\alpha}_c - F_{\text{зап}}\eta_{\text{раб}}).$$

Подставив в него численные значения величин и приняв $F_{\text{зап}}\eta_{\text{раб}} = 1$, $dT = \Delta T$ и $d\bar{\alpha}_c = \bar{\alpha}_{c2} - \bar{\alpha}_{c1}$, получим соотношение

$$\Delta T/T = (0,95 - 1,00) / 4(0,95 - 0,1) = -0,0147.$$

Если рабочая температура равна 300 К (23 °С), то $\Delta T = -0,0147 \times 300 = -4,4$ К. Если же рабочая температура равна 330 К (53 °С), то $\Delta T = -0,0147 \cdot 330 = -4,9$ К. Следовательно, при уменьшении $\bar{\alpha}_c$ от 1,00 до 0,95 температура батареи снизится приблизительно на 5 К (5 °С).

2.17. СПОСОБЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ИЗЛУЧАТЕЛЬНОЙ СПОСОБНОСТИ

Эффективное значение излучательной способности ε солнечной батареи можно увеличить, повысив излучательную способность покрытий солнечных элементов (напри-

мер, стеклопленка, стабилизированная двуокисью церия, имеет большую излучательную способность, чем пластинки из плавленого кварца, но одновременно с этим и более высокий коэффициент поглощения), что достигается нанесением на всю переднюю поверхность солнечной батареи, не занятую солнечными элементами, покрытия из материала с высокой излучательной способностью (а также с большим коэффициентом отражения в области солнечного спектра), такого, например, как терморегулирующая белая краска, а на тыльную поверхность солнечной батареи — другого покрытия, тоже обладающего высокой излучательной способностью (черная или белая краска).

Снижения рабочей температуры солнечного элемента можно также достичь, увеличив излучение A_e (см. § 2.19).

Задача. Как изменится рабочая температура ориентированной космической солнечной батареи при возрастании излучательной способности ϵ передней поверхности от 0,9 до 0,95? Принять $\bar{\epsilon}_{пс,т} = 0,95$.

Решение. Перепишем уравнение (3.33) в виде

$$T^4 = k' (\bar{\epsilon}_{пс,п} A_{п,п} + \bar{\epsilon}_{пс,т} A_{т,п})^{-1}$$

и продифференцируем его по переменной $\bar{\epsilon}_{пс,п}$:

$$4T^3 dT = -k' A_{п,п} d\bar{\epsilon}_{пс,п} / (\bar{\epsilon}_{пс,п} A_{п,п} + \bar{\epsilon}_{пс,т} A_{т,п})^2.$$

Разделив второе уравнение на первое и заменив дифференциалы на конечные приращения, получим

$$\frac{\Delta T}{T} = -A_{п,п} \Delta \bar{\epsilon}_{пс,п} / 4 (\bar{\epsilon}_{пс,п} A_{п,п} + \bar{\epsilon}_{пс,т} A_{т,п}).$$

Для плоской батареи $A_{п,п} = A_{т,п}$, поэтому в этом случае

$$\frac{\Delta T}{T} = -\Delta \bar{\epsilon}_{пс,п} / 4 (\bar{\epsilon}_{пс,п} + \bar{\epsilon}_{пс,т}).$$

Подставив численные значения, получим

$$\frac{\Delta T}{T} = -(0,95 - 0,90) / 4 (0,90 + 0,95) = -0,0068.$$

При рабочей температуре 330 К $\Delta T = -2,2^\circ\text{C}$. Таким образом, увеличение излучательной способности передней поверхности солнечной батареи от 0,90 до 0,95 приводит к снижению рабочей температуры батареи приблизительно на 2°C .

2.18. СПОСОБЫ УЛУЧШЕНИЯ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА

Конвективный теплообмен наземных модулей солнечных батарей можно интенсифицировать за счет увеличения поверхности теплоотдачи, скорости охлаждающего потока

или замены одного охлаждающего вещества другим. Создание на темновой поверхности модулей с естественным охлаждением ребер, увеличивающих поверхность теплосброса, является эффективным только при скоростях ветра выше 1 м/с. Для улучшения охлаждения также можно устанавливать модули под некоторым углом и устранять возможные препятствия воздушному потоку и создавать промежутки между соседними модулями.

2.19. СНИЖЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Проблема снижения рабочей температуры солнечной батареи является особенно серьезной при проектировании батареи для космического аппарата, направляемого к Солнцу или к планетам солнечной системы. Снижения рабочей температуры солнечных элементов обычно достигают увеличением площади излучающих поверхностей, возникающим же при этом снижением минимальной температуры солнечных элементов пренебрегают. Рабочую температуру солнечных элементов можно уменьшить с помощью:

1) наклона батареи — при неперпендикулярном падении солнечных лучей нагрев батареи снижается пропорционально косинусу угла падения солнечного излучения на рабочую поверхность батареи;

2) создания мозаичной батареи — между солнечными элементами оставляют свободные площадки на поверхности панели, снабженные покрытием с высокой отражательной (по отношению к солнечному спектру) и излучательной способностью для одновременного уменьшения $\bar{\alpha}$ и A_{α} и увеличения $\bar{\epsilon}$ и A_{ϵ} ;

3) нанесения частично отражающих покрытий — часть площади каждого солнечного элемента занимает покрытие с высокой отражательной способностью, что снижает $\bar{\alpha}$ и A_{α} при постоянных $\bar{\epsilon}_{\text{пс п}}$ и A_{ϵ} ;

4) нанесения полупрозрачных покрытий — на всю площадь солнечных элементов наносят полупрозрачное покрытие, что снижает $\bar{\alpha}$, не влияя на $\bar{\epsilon}_{\text{пс п}}$;

5) создания охлаждающих ребер — плоская или изогнутая солнечная батарея снабжается ребрами охлаждения, что увеличивает площадь теплосброса на темновой поверхности солнечной батареи;

6) использования солнечных батарей различной геометрической формы — у солнечных батарей конической ли-

бо какой-нибудь другой формы эффективная площадь охлаждения больше площади поглощения;

7) использования вращающихся солнечных батарей — площадь поверхности излучения в этом случае может быть приблизительно в π раз больше площади поверхности, поглощающей солнечное излучение.

При охлаждении солнечных батарей, работающих с концентраторами, возникают в основном те же трудности, что и при охлаждении плоских солнечных батарей, хотя появляется дополнительно проблема передачи тепла от солнечных элементов к теплоотводам. (Описание концентраторов дано в § 4.10.)

Снижение температуры неосвещенной солнечной батареи. Интенсивность теплосброса излучением значительно падает при понижении температуры солнечной батареи, так что основным параметром, определяющим температуру неосвещенной солнечной батареи, становится ее тепловая масса $m\bar{c}_p$. Из практики известно, что если период тени длится более 30 мин, то температура солнечной батареи становится практически независимой от $T_{\text{раб}}$, что подтверждает большое значение массовой теплоемкости батареи $\bar{m}\bar{c}_p$. Наиболее простым решением проблемы чрезмерного снижения температуры неосвещенной солнечной батареи является, разумеется, придание батарее таких термомеханических и электрических свойств, при которых не существует ограничений минимальной температуры неосвещенной солнечной батареи. Если, однако, этого достичь не удастся, необходимо увеличивать теплоемкость и массу солнечной батареи.

Задача. Как изменится температура неосвещенной солнечной батареи при увеличении массовой теплоемкости $\bar{m}\bar{c}_p$ на 10 %?

Решение. Перепишем уравнение (2.34) в виде

$$(T_{\text{т}}/T_{\text{раб}})^{-3} = 1 + 3(\bar{\epsilon}_{\text{пс.п}}A_{\text{п.п}} + \epsilon_{\text{ис.т}}A_{\text{п.п}})T_{\text{раб}}^3 t_{\text{т}} (\bar{m}\bar{c}_p)^{-1}$$

и продифференцируем его относительно переменной $\bar{m}\bar{c}_p$:

$$-\frac{3}{T_{\text{раб}}^{-3}} T_{\text{т}}^{-4} dT_{\text{т}} = -3(\bar{\epsilon}_{\text{пс.п}}A_{\text{п.п}} + \epsilon_{\text{пс.т}}A_{\text{т.п}})T_{\text{раб}}^3 t_{\text{т}} (\bar{m}\bar{c}_p)^{-2} d(\bar{m}\bar{c}_p).$$

Разделив последнее уравнение на предыдущее и заменив дифференциалы приращениями, получим

$$\frac{\Delta T}{T_{\text{т}}} \left\{ (\bar{m}\bar{c}_p) \left[3 + \frac{(\bar{m}\bar{c}_p)}{(\bar{\epsilon}_{\text{пс.п}}A_{\text{п.п}} + \epsilon_{\text{пс.т}}A_{\text{т.п}})T_{\text{раб}}^3 t_{\text{т}}} \right] \right\}^{-1}.$$

В большинстве случаев рабочая температура лежит в пределах от 100 до 400 К, поэтому членом, содержащим $T_{\text{раб}}$, можно пренебречь, по-

сколько он значительно меньше трех. В упрощенном виде уравнение запишется так:

$$\Delta T_T / T_T = \Delta(\bar{m}\bar{c}_p) / 3\bar{m}\bar{c}_p$$

При изменении значения $\bar{m}\bar{c}$ на 10 % $\Delta(\bar{m}\bar{c}_p) / (\bar{m}\bar{c}_p) = 0,10$ и $\Delta T_T / T_T = 0,10/3 = 0,0333$. При начальной температуре неосвещенной солнечной батареей, равной 100 К (-173°C), $\Delta T_T = 100 \times 0,033 = 3,3$ К, или 33°C . Увеличение $\bar{m}\bar{c}_p$ приводит к увеличению T_T . В данном примере T_T увеличивается от 100 до 103,3 К (от -173 до -169°C).

2.20. ЗАЩИТА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ ОТ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

На работу солнечных батарей существенное воздействие оказывает ионизирующее излучение космического пространства. Это воздействие всегда проявляется в ухудшении характеристик отдельных солнечных элементов и батарей в целом, причем с увеличением интегрального потока ионизирующего излучения свойства еще более ухудшаются. Это ухудшение свойств солнечных батарей обычно принято называть *деградацией*.

Так как срок службы космических аппаратов прямо зависит от срока службы солнечных батарей, то основной задачей, стоящей перед разработчиками, является создание таких конструкций батарей и защитных материалов, которые в совокупности образовывали бы защиту солнечных элементов от разрушающего влияния ионизирующего излучения космического пространства.

С учетом некоторых особенностей характеристик ионизирующего излучения космического пространства не представляется возможным обеспечить полную защиту солнечных батарей. Поэтому при разработке солнечных батарей приходится решать задачу поиска средств, обеспечивающих некоторый оптимальный для данного космического объекта срок эффективной службы солнечных батарей.

При решении этой задачи должны учитываться:

1) требуемая выходная мощность солнечного элемента;

2) масса солнечной батареи, зависящая в основном от массы полупроводниковых пластин и защитных покрытий элемента;

3) стоимость отдельных элементов и стоимость батарей в целом;

4) потоки космического излучения на орбите или траектории полета данного космического объекта;

5) срок службы космического объекта.

Особенности воздействия ионизирующего космического излучения на солнечные элементы можно найти в некоторых справочниках¹. Ионизирующее излучение радиационных поясов планет, в частности Земли, солнечных вспышек, солнечного ветра, галактического происхождения различным образом воздействует на космические аппараты. Это различие зависит от траектории (орбиты) их полета. Спутники Земли, орбиты которых находятся ниже радиационных поясов, испытывают относительно малое радиационное воздействие, а космические аппараты, орбиты которых пересекают или находятся длительное время в радиационных поясах, оказываются под большим воздействием ионизирующего излучения. В таких условиях повысить срок службы солнечных батарей можно, сохранив время жизни неосновных носителей полупроводника и основные свойства $p-n$ -перехода полупроводника. Чтобы сохранить время жизни неосновных носителей тока, надо солнечные батареи защитить от излучения, проникающего через покрытие и $p-n$ -переход полупроводниковой пластины элемента. В случае, когда низкоэнергетические протоны поглощаются внутри и вблизи $p-n$ -перехода элемента, надо обеспечить защиту от таких частиц.

2.21. ЭКВИВАЛЕНТНЫЕ ПОТОКИ РАДИАЦИОННОГО ОБЛУЧЕНИЯ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ОРБИТЕ

В табл. 2.5 приведен состав корпускулярного ионизирующего излучения, определяющего радиационную обстановку на околоземных орбитах. Возможно существование излучения искусственного происхождения, связанного с высотными ядерными взрывами, которое может дополнительно воздействовать на солнечные батареи, как на переходных и временных орбитах, так и на конечных рабочих орбитах. При приведении теоретических и экспериментальных данных по радиационным повреждениям элементов в литературе принято использовать понятие нормально падающий интегральный поток (флюенс) моноэнергетических частиц с энергией 1 МэВ, эквивалентный данному числу повреждений элементов, или, для краткости, эквивалентный поток частиц с энергией 1 МэВ. В действительности, число повреждений, производимых электронами в кремниевых солнечных элементах, зависит от энергии, и поэтому для того чтобы выразить это число в единицах эквивалент-

¹ См. [2*] — Прим. ред. пер.

Таблица 2.5. Радиационная обстановка на околоземных орбитах

Диапазон высот орбиты, км	Состав космического корпускулярного излучения
0—250	Практически отсутствует
250—1600	Электроны и протоны радиационных поясов
1600—50 000 (35 786 — высота синхронной орбиты)	Электроны радиационного пояса; протоны и α -частицы солнечных вспышек
Свыше 50 000	Протоны и α -частицы солнечных вспышек

ного потока частиц с энергией 1 МэВ, введены электронные коэффициенты повреждений.

Подобно этому число повреждений, производимых протонами различной энергии, связывают с числом повреждений, производимых протонами с энергией 10 МэВ, с помощью протонных коэффициентов повреждений. В свою очередь, число повреждений, производимых протонами с энергией 10 МэВ, связывают с числом повреждений, создаваемых электронами с энергией 1 МэВ, используя при этом коэффициент перехода или преобразования. Коэффициент перехода определяет, какая доля повреждения, вызываемого данным видом излучения, приходится на одно повреждение, создаваемое эталонным излучением. Так, например, один протон с энергией 10 МэВ создает столько же повреждений, сколько вызывает поток 3000 электронов с энергией 1 МэВ. Коэффициенты перехода, используемые исследователями для повреждений различных типов кремниевых солнечных элементов, лежат в пределах от 2000 до 7000. Для оценок радиационных повреждений высокоэффективных каскадных солнечных элементов пользуются коэффициентом преобразования, который определен экспериментально и равен 3000.

Эквивалентный поток электронов с энергией 1 МэВ может служить одновременно характеристикой снижения тока и напряжения солнечных элементов.

Для характеристики протонных повреждений солнечных элементов необходимо использовать два различных значения эквивалентного потока электронов с энергией 1 МэВ: одно для описания деградации тока элементов, а другое — для деградации напряжения.

Ниже приведены примеры использования понятия эквивалентный поток для описания радиационного воздействия на элементы в зависимости от положения и высоты орбиты спутника в космическом пространстве.

Круговые околоземные орбиты. Возрастание эквивалентного потока частиц с энергией 1 МэВ, отражающее воздействие частиц радиационных поясов Земли (РПЗ) на солнечные элементы, показано на рис. 2.10 и 2.11.

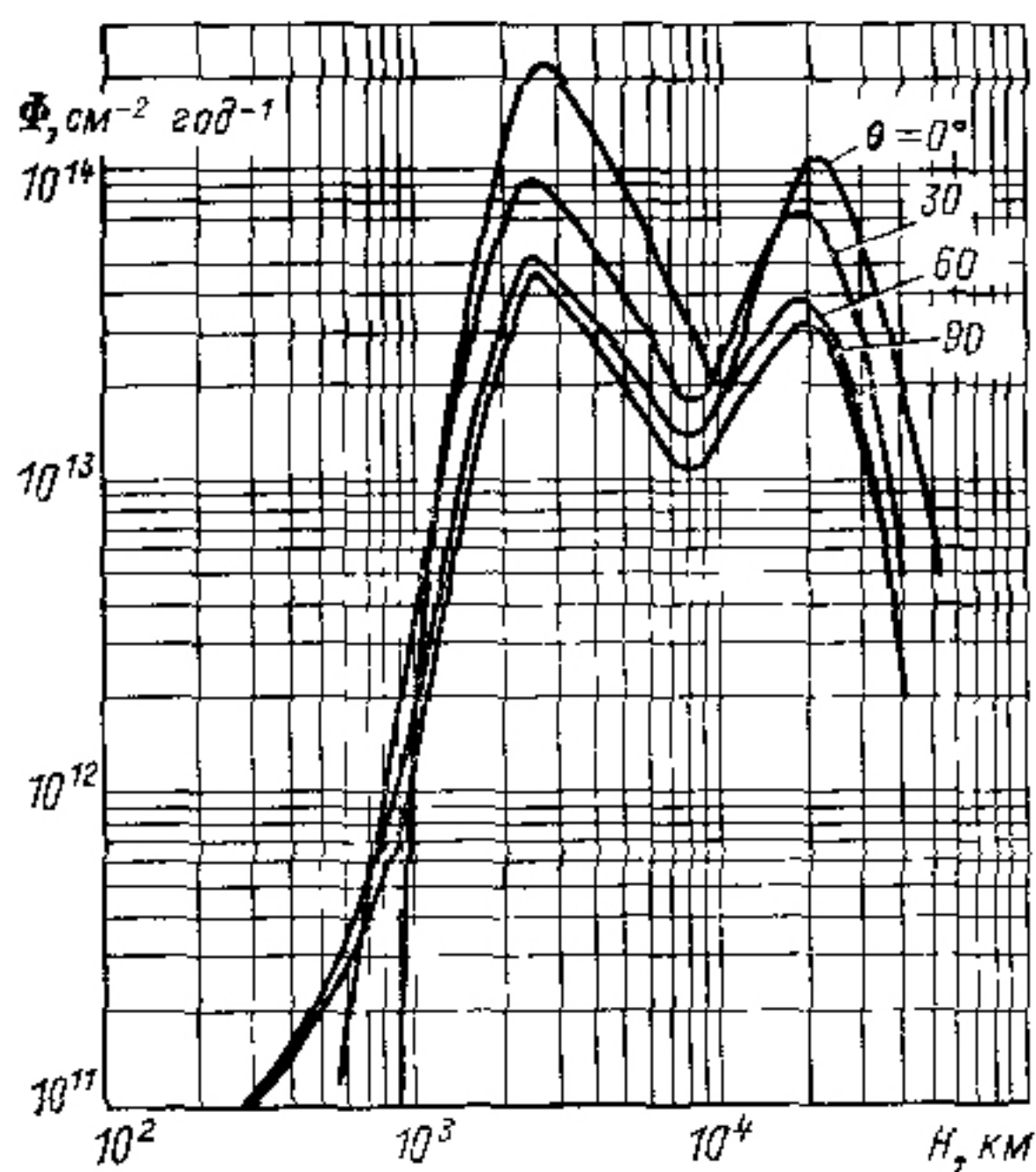


Рис. 2.10.

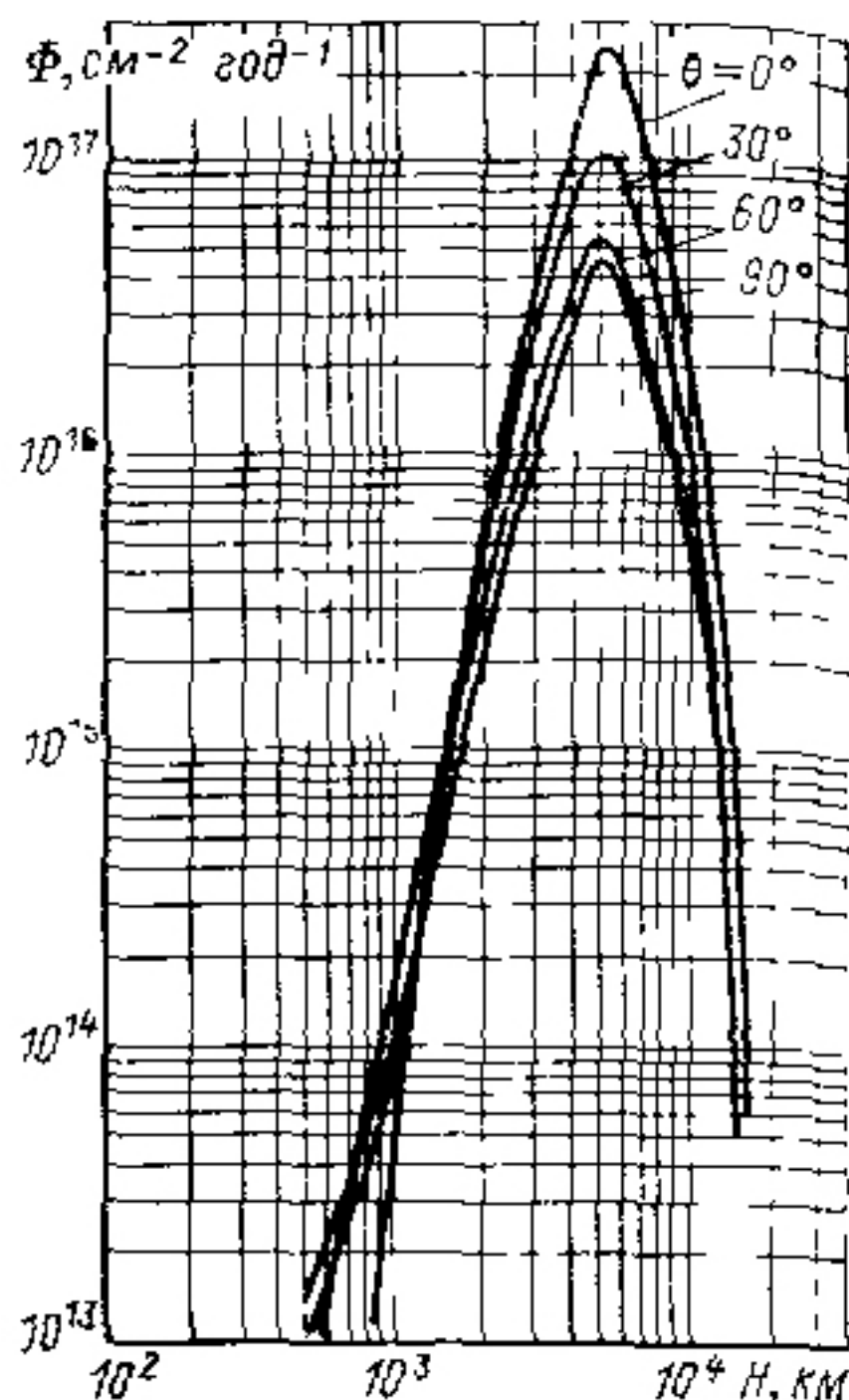


Рис. 2.11.

Рис. 2.10 Зависимость эквивалентного потока Φ электронов с энергией 1 МэВ, соответствующего повреждениям солнечных элементов (по деградации $I_{к.э}$ и $R_{вых}$), вызванным электронами РПЗ, от высоты круговой околоземной орбиты H при различных углах θ наклона орбиты. Толщина защитного покрытия из плавленного кварца 0,15 мм, а защита с тыльной стороны элемента принята бесконечной

Рис. 2.11 То же, что и на рис. 2.10, но для протонов РПЗ

Синхронные орбиты. Характерное уменьшение эквивалентного потока, вызванное защитным стеклянным покрытием, показано на рис. 2.12 для различных типов ионизирующих частиц.

Эллиптические околоземные и переходные орбиты. Полный эквивалентный поток частиц на эллиптических и переходных орбитах можно определить из соотношения

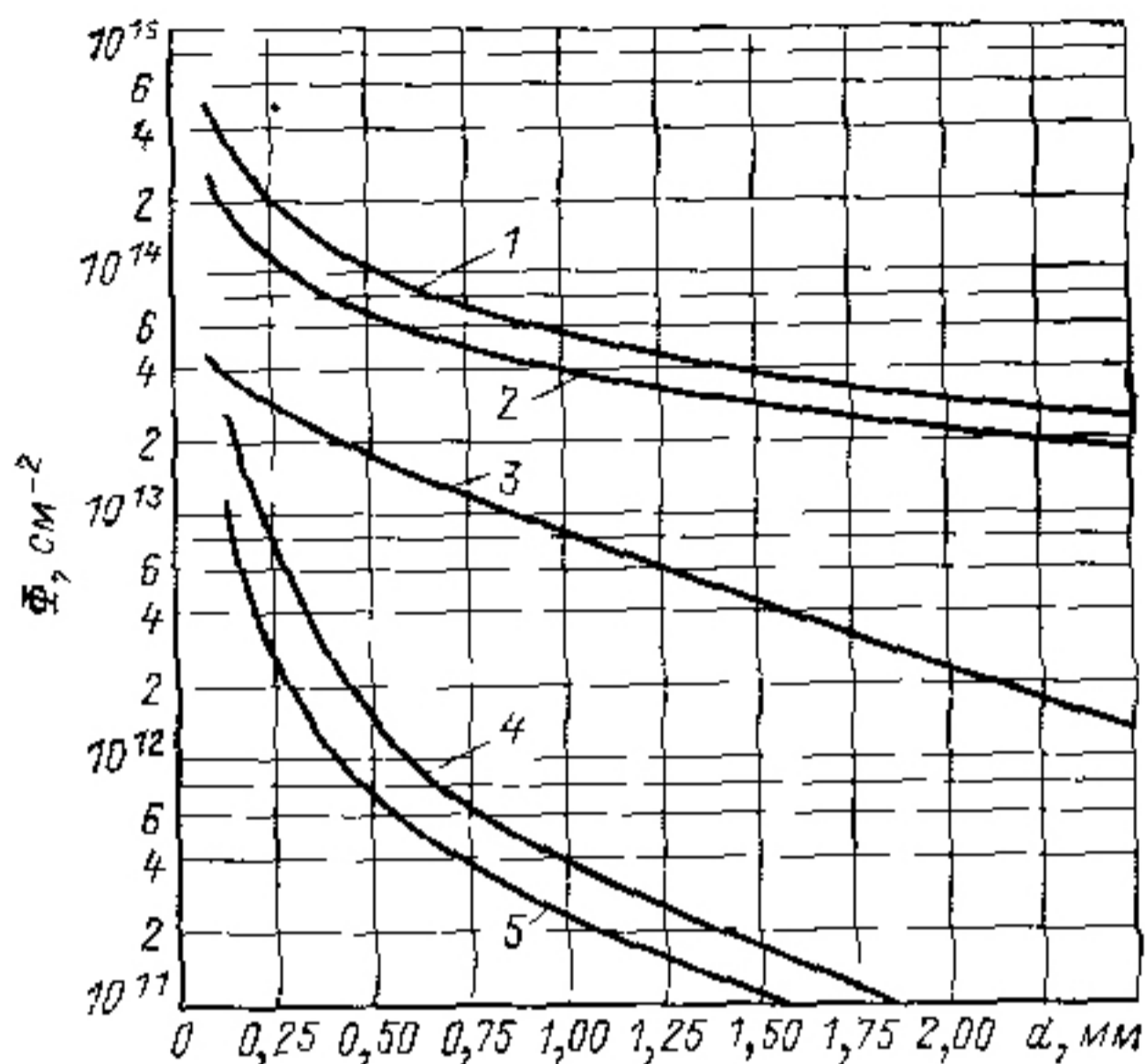
$$\Phi_T = \int_0^T \Phi(H) H(t) dt, \quad (2.35)$$

где $\Phi(H)$ — эквивалентный поток частиц с энергией 1 МэВ на высоте H , приближенное значение которого можно взять из рис. 2.10 и 2.11; $H(t)$ — высота орбиты данного аппарата с батареями; T — момент времени, которому со-

ответствует поток Φ_T (обычно имеется в виду гарантированный срок службы батарей на данной орбите).

Уравнение (2.35) можно решить численно с использованием следующих двух методов.

Рис 2.12. Зависимость эквивалентного потока Φ электронов, соответствующего числу проникающих через защитное покрытие частиц на различных орбитах, от толщины покрытия d при деградации: (по мощности $P_{\text{вых}}$ (1) и по току $I_{\text{кз}}$ (2) от протонов солнечного космического излучения за весь 21-й цикл солнечной активности, по мощности $P_{\text{вых}}$ и по току $I_{\text{кз}}$ от электронов РПЗ за год (3), по мощности $P_{\text{вых}}$ (4) и по току $I_{\text{кз}}$ (5) от излучения на промежуточных орбитах



Графический метод. а) Строят график зависимости $H(t)$, при этом промежуток времени Δt для переходных орбит отсчитывают от момента сброса обтекателя ($t=0$) до достижения космического аппарата данной точки орбиты ($t=T$), используя для расчета Δt второй закон Кеплера.

б) Значения H , найденные из графика зависимости $H(t)$, умножают на значения потоков всех частиц $\Phi(H)$ на высоте H и строят зависимость произведения $\Phi(H)$ на $H(t)$ от времени.

в) Проводят планиметрирование площадей под кривой зависимости (численное интегрирование) и заносят в таблицу.

г) Перечисленные выше операции повторяют для различных толщин радиационных защитных покрытий на рабочей поверхности солнечных элементов, считая защиту с тыльной стороны элементов бесконечной, и для всех возможных толщин нижнего защитного слоя, полагая верхний защитный слой бесконечным.

Метод табулированных значений. Этот метод аналогичен графическому, только вместо графиков составляют таблицу усредненных высот \bar{H} для одинаковых промежутков времени Δt ; затем значения \bar{H} умножают на $\Phi(H)$ и для получения Φ_T произведение $\Phi(H) \bar{H}(t)$ суммируют по (2.35).

Межпланетные орбиты В межпланетном космическом пространстве при расчете эквивалентных потоков электронов с энергией 1 МэВ необходимо учитывать, что потоки протонов, а возможно, и α -частиц обусловлены преимущественно солнечными вспышками (значения потоков различных компонентов излучения в межпланетном космическом пространстве даны в гл 5)

2 22. ВЫБОР ТОЛЩИНЫ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ

Можно считать, что в первом приближении эффективность радиационной защиты покрытия солнечных элементов пропорциональна плотности материала покрытия Однако зависимость эффективности защиты покрытия от его толщины не столь однозначна (рис 2 13) Обычно толщина

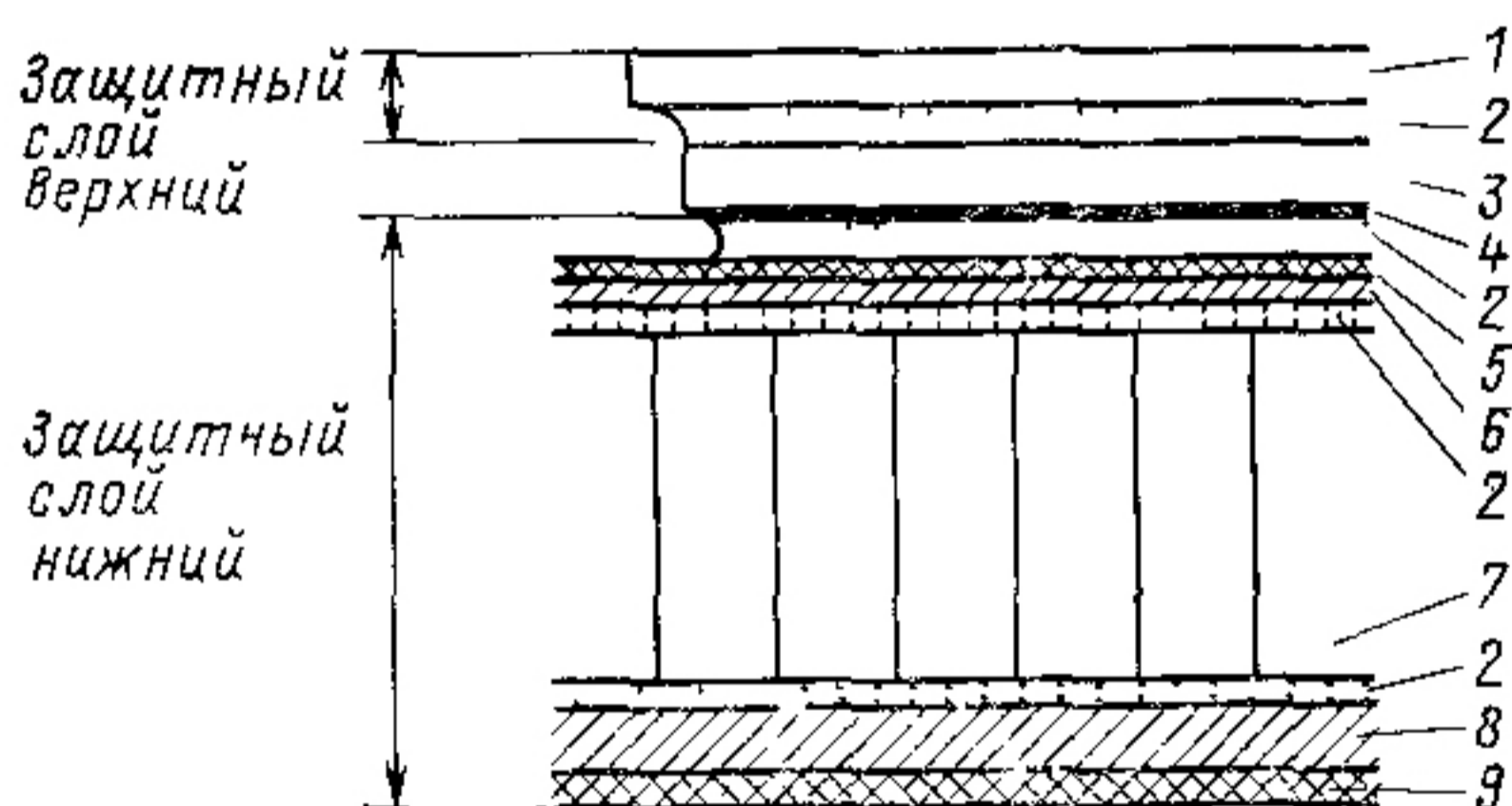


Рис 2 13 Состав слоев образующих солнечные элементы и несущую панель

1 — стеклянное покрытие 2 — слой клея 3 — пластина полупроводника 4 — стоечки припоя на тыльной стороне пластины полупроводника 5 — изолирующий слой из стекловолокна 6 — алюминиевая плоская пластинка над сотовой панелью 7 — сотовая панель 8 — алюминиевая плоская пластинка под сотовой панелью 9 — слой терморегулирующего покрытия

защиты выражается в единицах массы на единицу площади, т е толщина защиты равна произведению плотности материала на толщину защиты Для удобства в табл 2 6

Таблица 2.6 значения наиболее широко используемых толщин защитных покрытий из плавленного кварца (в размеченных единицах)

d г/см ²	d мм	d г/см ²	d мм
0,0168	0,075	0,112	0,50
0,035	0,15	0,168	0,75
0,0671	0,30	0,335	1,50

Таблица 27 Характеристики защитных свойств слоев из различных материалов, используемых в солнечных элементах

Материал	Плотность см ³	Толщина 10 ³ г см ²	Относительная толщина ²
Плавленый кварц	2 20 2 51	5 59 6 38	1 00 1 14
Слой клея между покрытием и элементом	1 0—1 7	2 5—4,32	0 45—0 77
Пластина полупроводника	2 4	6,1	1 09
Слой припоя на тыльной стороне пластины полупроводника	7,82	3 38	0 60
Слой клея между элементом и панелью	1 10	2 79	0 5
Изолирующий слой из стекла во окне	1 87	4 75	0 85
Сотовый слой	0 026	6 60	0 0118
Слой терморегулирующей краски	1 55	3 94	0 70

¹ Указанная толщина слоя г/см² для каждого материала соответствует толщине 0 25 мкм

² Отношение толщины слоя к толщине покрытия из кварца

и 27 представлены данные, позволяющие оценить эффективность радиационной защиты для покрытий из некоторых материалов различной толщины

Полные толщины защиты с верхней и тыльной сторон солнечных элементов $d_{зв}$ и $d_{зт}$ рассчитаны в порядке возрастания плотности защиты, г см⁻², всех i верхних слоев покрытий и всех j тыльных защитных слоев¹

$$d_{зв} = \sum_{i=1}^{n_3} d_{зi}, \quad (2.36)$$

$$d_{зт} = \sum_{j=1}^n d_{зj} \quad (2.37)$$

Для тех материалов панели, которые не перечислены в табл 27, в частности для панели из композитных материалов, полную толщину защиты $d_{зв}$ многослойной структуры типа сэндвич можно найти из следующего соотношения

$$d_{зв} = \rho_1 t_1 + \rho_2 t_2 + \dots + \rho_n t_n = \sum_{i=1}^n \rho_i t_i \quad (2.38)$$

¹ Роль защитного слоя с тыльной стороны часто играет материал панели, на которой смонтированы солнечные батареи — Прим ред нгр

где $d_{зп}$ — толщина защиты панели; ρ_i — плотность материала; t_i — толщина i -го слоя

Все слои должны занимать на панели одинаковую площадь. Для расчета защиты многослойных сотовых панелей необходимо использовать плотность материала того слоя, который составляет наибольшую долю массы панели, а для слоя внутренних соединительных ячеек можно использовать плотность, равную массе слоя, деленной на площадь панели.

Выбор соотношения между защитными свойствами слоев вещества с верхней и тыльной сторон элемента. Чтобы масса конструкции солнечной батареи была минимальной, важно существование приблизительного равенства между числом радиационных нарушений, создаваемых в солнечных элементах ионизирующим излучением, прошедшим через покрытие рабочей поверхности и через материал панели (с тыльной стороны). Такое равенство достигается, когда эффективная толщина радиационной защиты с обеих сторон солнечного элемента одинакова. (Иначе говоря, солнечная батарея может иметь минимальную массу при равенстве эквивалентных потоков электронов с энергией 1 МэВ, падающих на элемент с верхней и тыльной сторон.)

Защита солнечных элементов с тыльной стороны. Космическое ионизирующее излучение, падающее на тыльную сторону солнечного элемента, также снижает его выходную мощность. Это происходит вследствие уменьшения (под воздействием радиации) времени жизни неосновных носителей и образования p - n -перехода вблизи тыльного контакта за счет протонов некоторой определенной энергии. Степень деградации солнечных элементов, вызванной облучением с тыльной стороны, в настоящее время не определена с достаточной точностью. Вероятно, разумно предположить, что радиационная защита p - n -перехода солнечных элементов с тыльной стороны практически слабо обеспечивается базовым слоем кремниевых пластин. В табл. 2.8 приведены толщины защитного базового слоя

Таблица 2.8. Защитная толщина и вклад базового слоя полупроводника в защиту p - n -перехода от корпускулярного излучения с тыльной стороны элемента

Толщина элемента, мм	Толщина защиты базового слоя, г/см ²	Защитный вклад базового слоя, %	Толщина элемента, мм	Толщина защиты базового слоя, г/см ²	Защитный вклад базового слоя, %
0,35	0,0734	86	0,25	0,0488	80
0,30	0,0608	83	0,20	0,0366	75

для элементов различной толщины, позволяющие сделать оптимистические (завышенные) оценки вклада базового слоя полупроводника в защиту $p-n$ -перехода от корпускулярного излучения с тыльной стороны элемента.

В элементах с тянущим электростатическим полем в базовой области (p^- -слоем у тыльного контакта) радиационные нарушения, вызываемые облучением с тыльной стороны, могут приводить к более сильному ухудшению параметров, чем в случае солнечных элементов обычного типа. Следовательно, подход к созданию системы радиационной защиты элементов должен быть основан на результатах испытаний конкретных конструкций солнечных элементов в условиях, характерных для орбиты проектируемого космического аппарата.

2.23. МЕТОД АНАЛИЗА РАДИАЦИОННОЙ ДЕГРАДАЦИИ, ОСНОВАННЫЙ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ОБ ЭКВИВАЛЕНТНОМ ПОТОКЕ ЭЛЕКТРОНОВ С ЭНЕРГИЕЙ 1 МэВ

Поток электронов с энергией 1 МэВ необходимо определять с учетом удельной толщины защиты с передней и тыльной сторон солнечного элемента в связи с тем, что эффективность защиты изменяется в зависимости от типа и энергии частиц, падающих на солнечный элемент, а состав корпускулярного излучения и его энергетический спектр изменяются с изменением высоты и угла наклона орбиты. Значение эквивалентного потока для каждой толщины защиты определяется характеристиками радиационной обстановки в области орбиты.

Методика расчета радиационных повреждений солнечных элементов в значениях эквивалентного потока электронов с энергией 1 МэВ состоит из:

- 1) определения требуемой выходной мощности;
- 2) определения эквивалентного потока по компонентам ионизирующего излучения, проникающим в солнечный элемент с передней стороны, при предположении, что толщина защиты с тыльной стороны элемента бесконечно большая, т. е. полностью поглощает любое ионизирующее излучение, присутствующее в области орбиты данного аппарата;
- 3) определения эквивалентного потока электронов с энергией 1 МэВ, проникающих в солнечный элемент с его тыльной стороны, при предположении бесконечной толщины передней защиты;

4) суммирования всех компонентов эквивалентных потоков.

Анализ исходных данных. Информацию об эквивалентных потоках, необходимую для проведения расчета радиационных повреждений солнечных элементов, можно получить на основании сведений о планах запусков космических аппаратов. Ниже указана минимальная информация, требуемая для этих оценок.

Данные о космических аппаратах всех типов должны включать:

1) сведения о дате запуска, по которым можно определить поток протонов, испущенных солнцем во время вспышек;

2) сведения о продолжительности полета, которые определяют, в частности, и время окончания полета;

3) параметры переходных (промежуточных) или основных орбит;

4) число переходных (промежуточных) или основных орбит;

5) сведения о конструкции аппаратов и солнечных батарей (приведенные выше).

Дополнительные сведения об аппаратах, запускаемых на околоземные орбиты:

1) апогей орбиты — наиболее удаленная от Земли точка орбиты;

2) перигей — наиболее близкая к Земле точка орбиты;

3) угол наклона орбиты — угол между плоскостью орбиты и плоскостью экватора.

Дополнительные сведения, необходимые только в случае межпланетных аппаратов:

1) характер изменения расстояния аппарата до Солнца в зависимости от времени, отсчитываемого от момента ухода аппарата с основной околоземной орбиты;

2) сведения о конструкции конкретной солнечной батареи.

Требуемыми выходными данными являются сведения о толщинах защиты передней и тыльной сторон солнечных элементов.

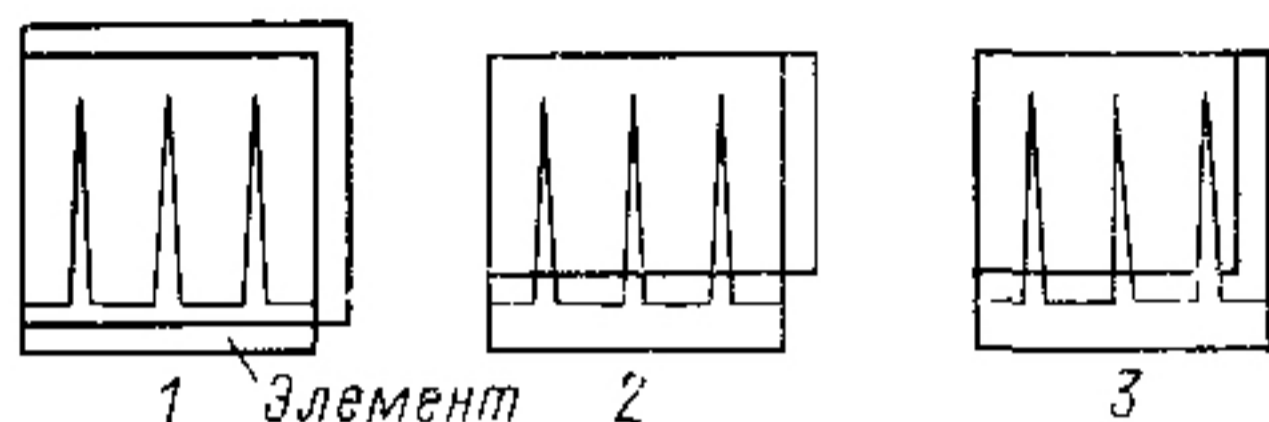
2.24. ЗАЩИТА ОТ ПРОТОНОВ НИЗКИХ ЭНЕРГИЙ

Для предотвращения значительного уменьшения мощности, вызываемого нарушениями, которые создают низкоэнергетические протоны, имеется три различных способа для создания эффективной защиты рабочей области солнечного элемента.

1) При первом способе применяется покрытие из стекла несколько больших размеров, чем размер самого солнечного элемента, чтобы полностью защитить внутреннюю активную область солнечного элемента.

2) При втором способе используются покрытие из стекла, перекрывающее рабочую поверхность солнечного элемента только по одному направлению, и тонкий слой прозрачного клея для защиты промежутка между покрытием и широкой контактной полосой.

Рис 2.14. Различные способы (1—3) создания эффективной защиты рабочей области солнечного элемента



3) При третьем способе на каждом из элементов используются покрытие, укороченное с одной из сторон, и общая для двух элементов полоска клеящего слоя, защищающая сразу два открытых торцевых участка соседних элементов.

Все перечисленные здесь способы (рис. 2.14, 1—3), которые вместе с четвертым способом, когда базовый слой элемента остается открытым, иллюстрируют возможности, используемые в настоящее время для радиационной защиты солнечных элементов¹.

Способ 1. Требуемая защита от низкоэнергетических протонов обеспечивается путем установки стеклянного покрытия на солнечный элемент таким образом, что внутренняя активная область элемента, а также часть *n*-области предохраняются от попадания протонов. В одном из вариантов рассматриваемого способа край устанавливаемого покрытия с одной из сторон выступает вдоль контактной шины, помещенной на *n*-область на $1,00 \pm 0,05$ мм за край элемента (рис. 2.15). В другом варианте покрытие немного меньше, чем показано на рисунке, однако оно выступает за левый край элемента. Собранный группа или

¹ Советскими исследователями успешно используется еще один способ защиты солнечных элементов с помощью покрытий: одно большое защитное стекло приклеивается сразу к четырем или шести солнечным элементам, соединенным в параллельный модуль или блок элемент [4*]

Подобный способ позволяет к тому же дополнительно уменьшить рабочую температуру солнечных элементов путем нанесения на внутреннюю поверхность общего стекла зеркальной мозаики из теплоотражающих покрытий, повторяющей контактный рисунок элементов и модулей [5*] — Прим ред пер

последовательная цепочка элементов всегда имеет покрытие из стекла, выступающее, по крайней мере, с двух сторон. Для элементов, вырезанных в виде достаточно точных квадратов, минимальная сторона выступающей части покрытия составляет от 0,02 до 0,5 мм. Такое небольшое превышение размеров покрытия требуется в связи с тем, что форма элемента может отличаться от квадрата на 0,15 мм,

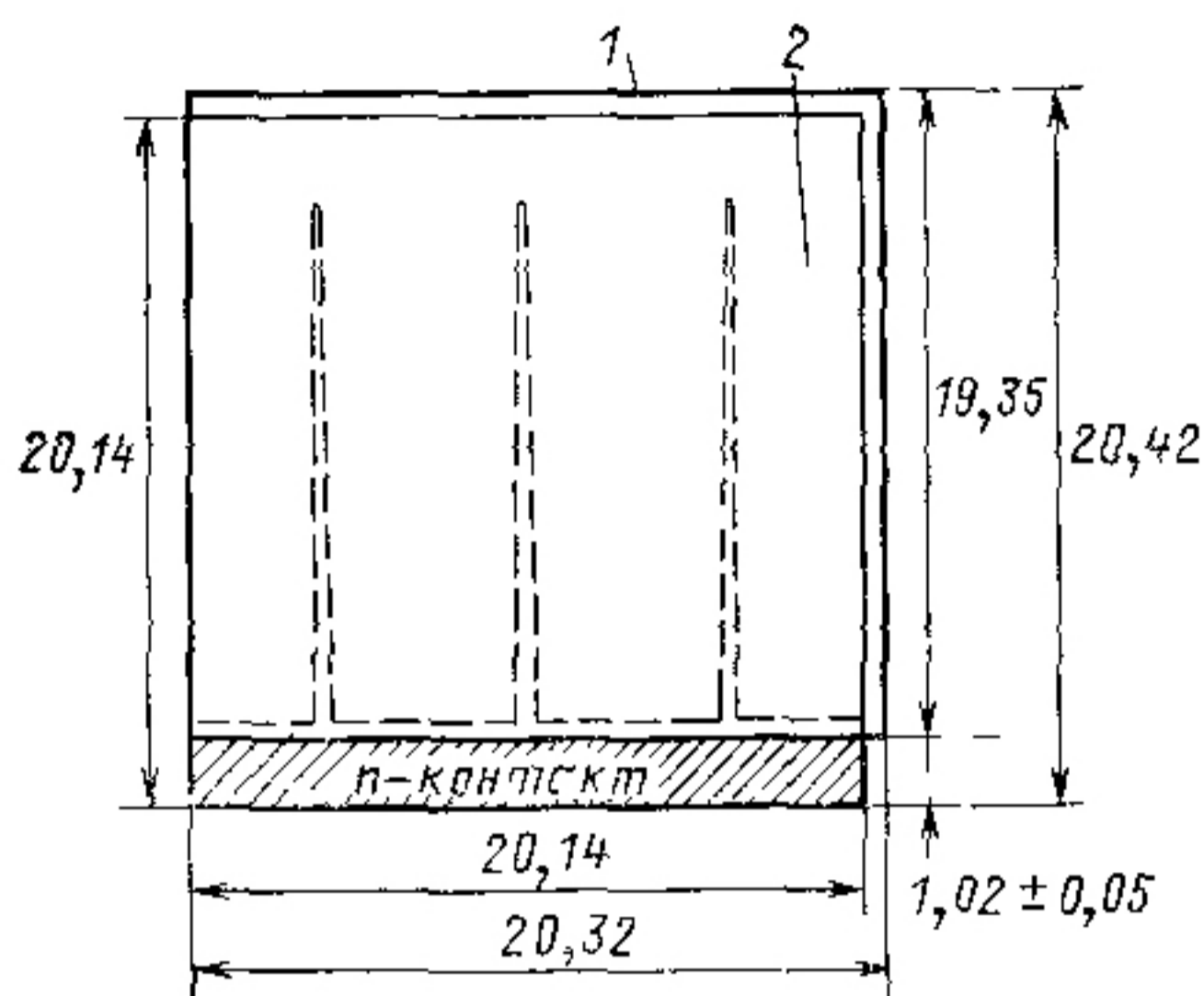


Рис 2 15 Солнечный элемент (2) с защитным покрытием (1)

а покрытия — на 0,10 мм. Однако при использовании точной центровки элементов и стеклянных покрытий только половина от 0,25 мм будет (с достаточно большой вероятностью) составлять превышение размеров покрытия. Проблемы, связанные с точной приклейкой стекол при создании частично перекрывающихся элементов стеклянных покрытий, можно свести к минимуму при использовании напылов из

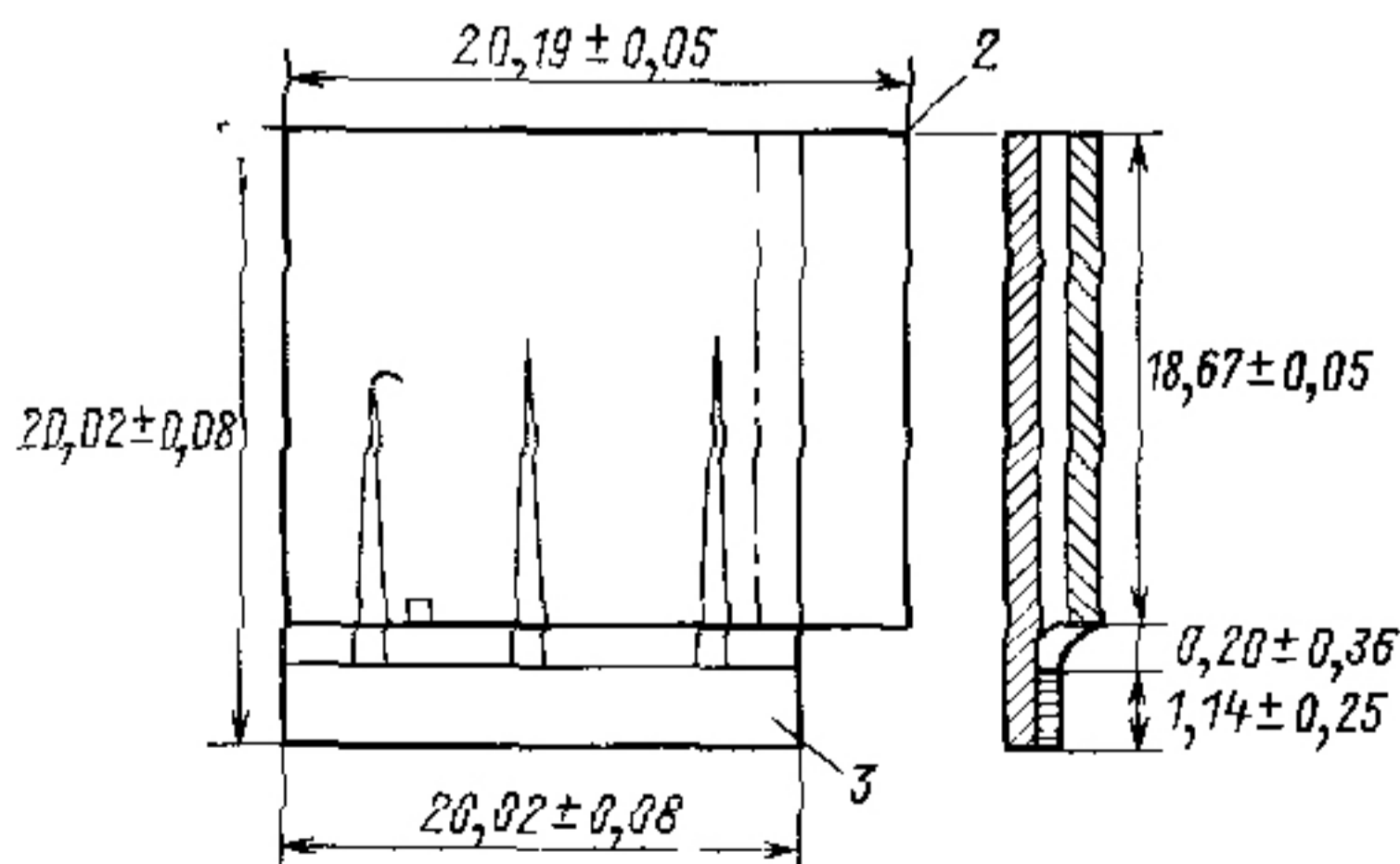


Рис 2 16 Радиационная защита солнечного элемента (по способам 2 и 3) (см рис 2 14)

клеящего слоя под стеклами, образующего покрытие (с торцевой поверхности элементов)

Способ 2. В этом случае защита от протонов низкой энергии (рис 2 16) обеспечивается тем, что покрытие в одном направлении меньше, чем рабочая поверхность элемента, а в другом направлении она больше. Капелька клея наносится на поверхность элемента в промежутке между контактной полоской к *n*-слою и краем стеклянного покрытия

Способ 3. В этом случае покрытие меньше, чем поверхность элемента. Капли клея наносят на поверхность элемента между широкой контактной полосой на *n*-слое элемента и краем покрытия. Вдоль внешнего края элемента (в направлении нормали к широкой контактной полосе) образуется прозрачная полоска клеящего слоя

Требования к клеящим слоям. После покрытия стеклом и пайки капли клея наносят на полоску незащищенного пространства элемента между краем покрытия элемента и широкой контактной полосой на его *n* слое. Ширина незащищенного пространства составляет 0,20 мм, и она может изменяться (вплоть до 0,60 мм в некоторых случаях). Теперь это пространство будет защищено клеящим слоем (рис 2 17). Необходимо позаботиться, чтобы эта область элемента не затенялась слоем клея, поэтому слишком толстый слой клея нежелателен.

Материалы, используемые для покрытий незащищенной части поверхности элемента, должны быть совместимы с другими материалами и клеящими составами, уже использованными при сборке панелей солнечных батарей. Например, некоторые клеящие вещества не твердеют при наличии других полимеризующихся клеев.

Наплывы из клеящего вещества или из эластичной эпоксидной смолы некоторые фирмы, занимающиеся изготовлением солнечных батарей, успешно применяют для защиты от протонов низких энергий. Одна из фирм, использующая для приклейки стекол полимеризующийся на воздухе при комнатной температуре кремнийорганический каучук

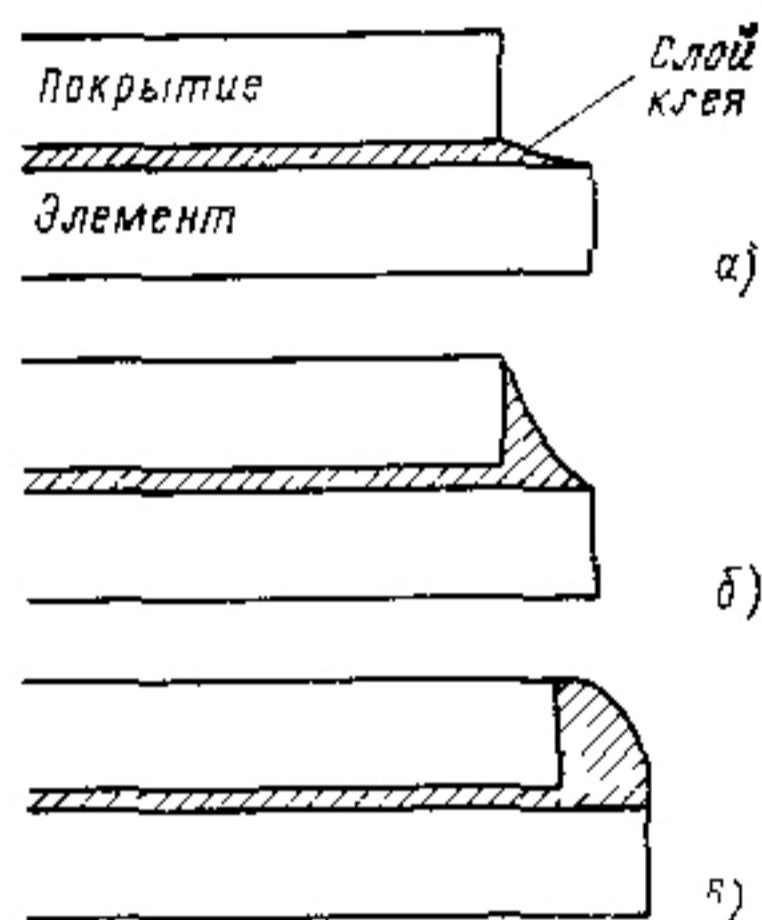


Рис 2 17 Защита края солнечного элемента по способу 3 с минимальным слоем клея (а) обычно применяемым слоем клея (б) и максимальным слоем клея (в)

марки Доу Корнинг РТВ — 3140, добавляет к нему 0,1% (по массе) люминофора. Засветка ультрафиолетом в темном помещении позволяет точно установить (благодаря свечению люминофора), достаточно ли полно закрыты каучуком незащищенные стеклом места поверхности солнечных элементов

Во многих конструкциях солнечных батарей используются покрытия, полностью перекрывающие поверхность элементов, в связи с тем что элементы с такими покрытиями меньше деградируют во время нахождения на орбите, к тому же стоимость сборки и контроля параметров в этом случае значительно меньше стоимости аналогичных операций для элементов с клеящими прослойками на свободной от стекла поверхности элементов.

2.25. ПОГЛОЩЕННАЯ ДОЗА В СТЕКЛЯННОМ ПОКРЫТИИ И КЛЕЯЩИХ СЛОЯХ

Некоторое число частиц космического излучения большой энергии полностью поглощается покрытием солнечных батарей, в то время как другие проникают через покрытия, уменьшая при этом свою энергию. Некоторые из этих час-

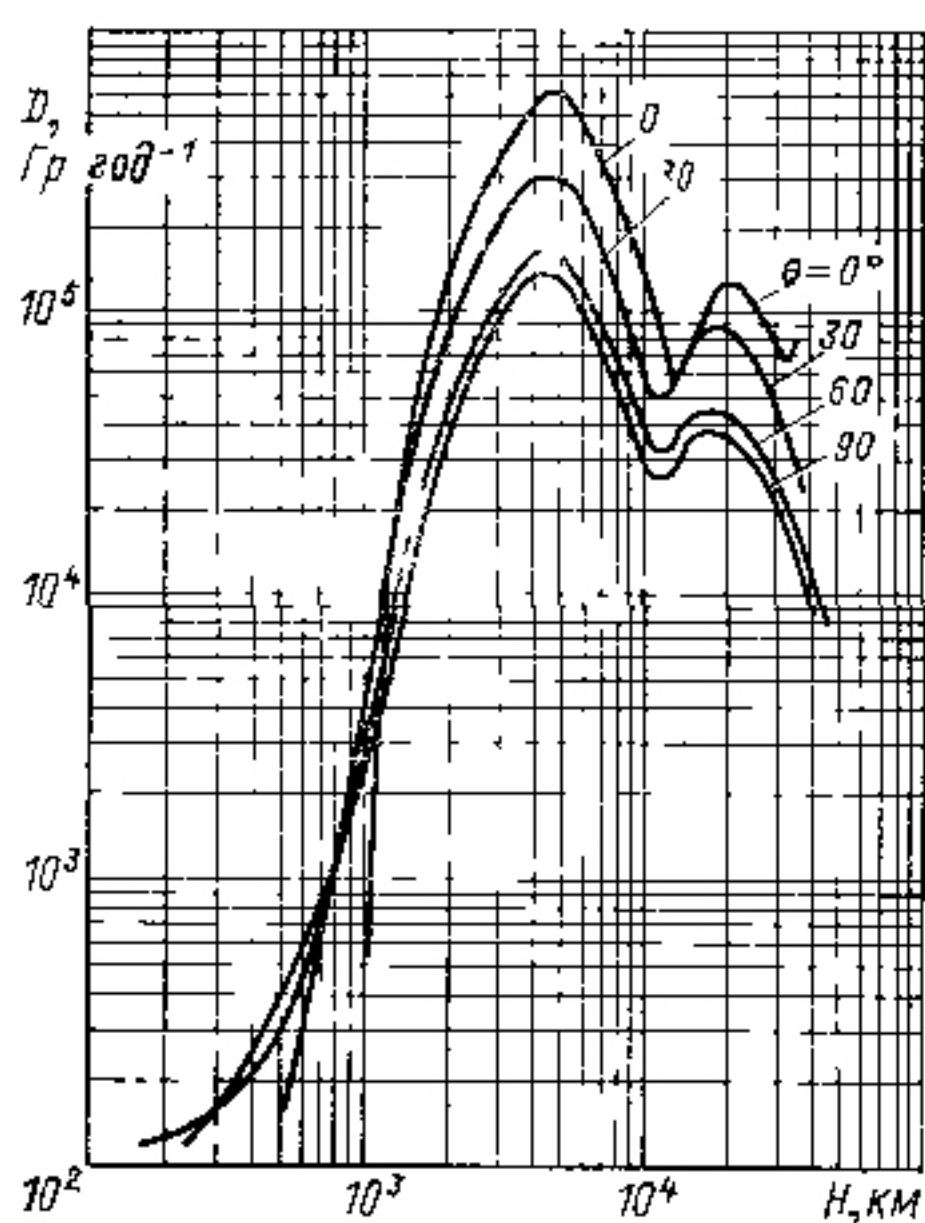


Рис 218

Рис 218 Зависимость средней поглощенной дозы D в покрытии, создаваемой электронами РПЗ при движении спутника по круговым околоземным орбитам в течение года, от высоты орбиты при различных углах наклона θ

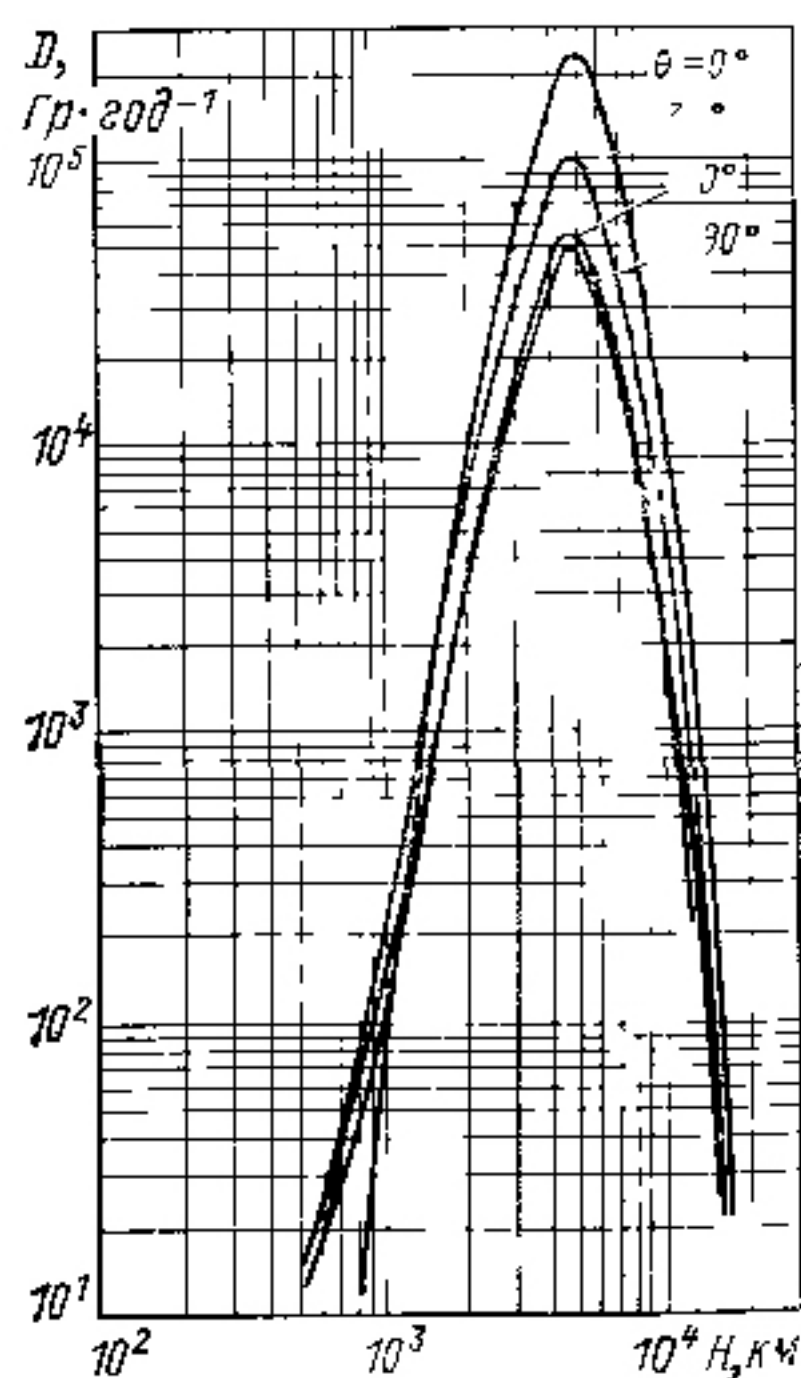


Рис 219

Рис 219 То же, что и на рис. 2.18, но для протонов РПЗ

тиц, в свою очередь, поглощаются в клеящем слое, а другие проникают в солнечные элементы.

В связи с тем что частицы космического излучения могут иметь энергию в широком диапазоне значений, причем с уменьшением энергии число частиц возрастает, то наибольшее число частиц, которые поглощаются покрытием солнечного элемента (поглощенная доза), находится вблизи передней поверхности покрытия, причем по мере удаления от передней поверхности это число уменьшается. Результирующее распределение дозы в зависимости от расстояния до внешней поверхности подобно распределению потока частиц с энергией 1 МэВ, проникающих через покрытие определенной толщины, которое показано на рис 2.12. Средняя доза, поглощенная в покрытии, при полете по круговым околоземным орбитам, показана на рис 2.18 и 2.19.

Количественные характеристики потемнения покрытия и клеящего слоя, связанные с поглощенной дозой, в настоящее время еще не получены. В связи с этим при прогнозировании параметров солнечных батарей следует пользоваться данными прямых космических экспериментов или результатами лабораторных испытаний.

2.26. ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКАЯ ЗАЩИТА

В некоторых экспериментах, проводимых с помощью спутников, требуется, чтобы плазма, в которой движутся спутники, оставалась невозмущенной в непосредственной близости от спутника. Спутник может быть электронейтральным, если его внешняя поверхность, включая солнечные батареи, является эквипотенциальной [7, 8]. Этого можно достигнуть с помощью нанесения на все изолированные и диэлектрические поверхности замкнутых на корпус космического аппарата проводящих покрытий. Типичное требование, предъявляемое к значению максимальной разности потенциалов на поверхности электронейтрального спутника, состоит в том, чтобы это значение составляло 0,5 В между любыми двумя точками спутника. Это требование можно выполнить, если установить проводящее покрытие с сопротивлением не более 10^5 Ом, при этом в покрытии допускаются отверстия и поры диаметром вплоть до 5 мм и зазоры между отдельными покрытиями шириной до 2 мм и произвольной длины.

Проводящее покрытие должно находиться над поверхностью всех без исключения элементов, контактных шин и электропроводки. Для этого используются два различ-

ных способа. В батареях Explorer-31 солнечные элементы были скреплены с прозрачными пластинами, которые не только выполняли роль проводящих покрытий наружной поверхности, но и служили механической опорой при соединении солнечных элементов в батарею. Солнечные элементы батарей космического аппарата Gelios устанавливались на обычной панели, но были покрыты индивидуальными стеклянными пластинами, на каждую из которых предварительно наносились проводящие покрытия и электрические контакты. Индивидуальные покрытия соединялись друг с другом с помощью металлических лент, приваренных к контактам подобно электрическим соединениям самих солнечных элементов. Для того чтобы выравнять электростатический потенциал на солнечных батареях, были предприняты дополнительные меры, включающие уменьшение напряжения батарей и электромагнитных полей, ими создаваемых. Уменьшения уровня напряжения в любой точке цепи элементов можно достигнуть, используя солнечные батареи, генерирующие низкое напряжение на выходных шинах, или соединяя центр батарей с корпусом спутника. Наведенные поля уменьшаются с помощью взаимной компенсации электромагнитных полей, создаваемых электрическими токами, противоположно направленными во встречно расположенных цепях батареи, а также электростатической защиты всех проводников и электрических элементов.

Материалом для проводящих покрытий могут служить окись индия In_2O_3 , использованная на Explorer-31 и Gelios, окись бериллия BeO и окись олова SnO_2 . В настоящее время только проводящие покрытия из окиси индия являются достаточно хорошо испытанными в уже осуществленных космических программах. Для улучшения контактов можно использовать серебро, золото или другие металлы, пригодные для создания проводящих покрытий и для сборки батарей. Следует специально рассмотреть разработку прозрачных проводящих покрытий и создание систем контроля их параметров. Проводящее покрытие должно сохранять прочное сцепление со стеклянными пластинами при различных внешних воздействиях окружающей среды (ультрафиолетового излучения Солнца и облучения заряженными частицами, а также термоциклирования) без сублимации, растрескивания и различных видов эрозии. Прозрачность покрытия должна быть максимальной. Излучение в длинноволновой области спектра должно быть максимальным, а поглощение солнечного излучения должно быть минимальным (значение коэффициента $\alpha=0,93$

было получено на Explorer-31 для покрытия, имевшего сопротивление от 1 до $3 \cdot 10^3 \text{ Ом} \cdot \text{см}^{-2}$). Металлические контакты на внешней поверхности покрытия должны занимать минимальную площадь потому, что металлы имеют в основном низкую излучательную способность и могут вызвать значительное повышение рабочей температуры солнечных батарей.

2.27. СНИЖЕНИЕ СОБСТВЕННЫХ МАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ

Снижение величины собственных магнитных полей можно достигнуть одним из трех способов:

1) выбором такой топографии схемы соединения солнечных батарей, при которой снизится до минимума магнитное поле, в частности путем встречного включения электрических цепей; всю батарею следует построить по схеме с минимальными магнитными полями на корпусе космического аппарата; силовые линии магнитного поля батареи должны быть замкнутыми;

2) построением такой электрической схемы соединения, при которой будут сведены к минимуму локальные магнитные поля при определенном положении батареи;

3) выбором такой конструкции солнечных элементов, при которой напряженность результирующего магнитного поля будет мала, а вектор магнитного поля будет направлен так, что распределение в пространстве низкоэнергетичных заряженных частиц плазмы, через которую движется батарея, почти не изменился.

Система контроля полета космического объекта влияет на возможность осуществления первого из перечисленных способов [6]; размещение магнетометров на объекте существенно при воплощении второго способа; третий способ обычно рассматривается при необходимости точного измерения низкоэнергетических заряженных частиц.

Возможность уменьшения магнитного поля находится в зависимости как от построения электрической схемы, так и от присутствия магнитных материалов в составе бата-

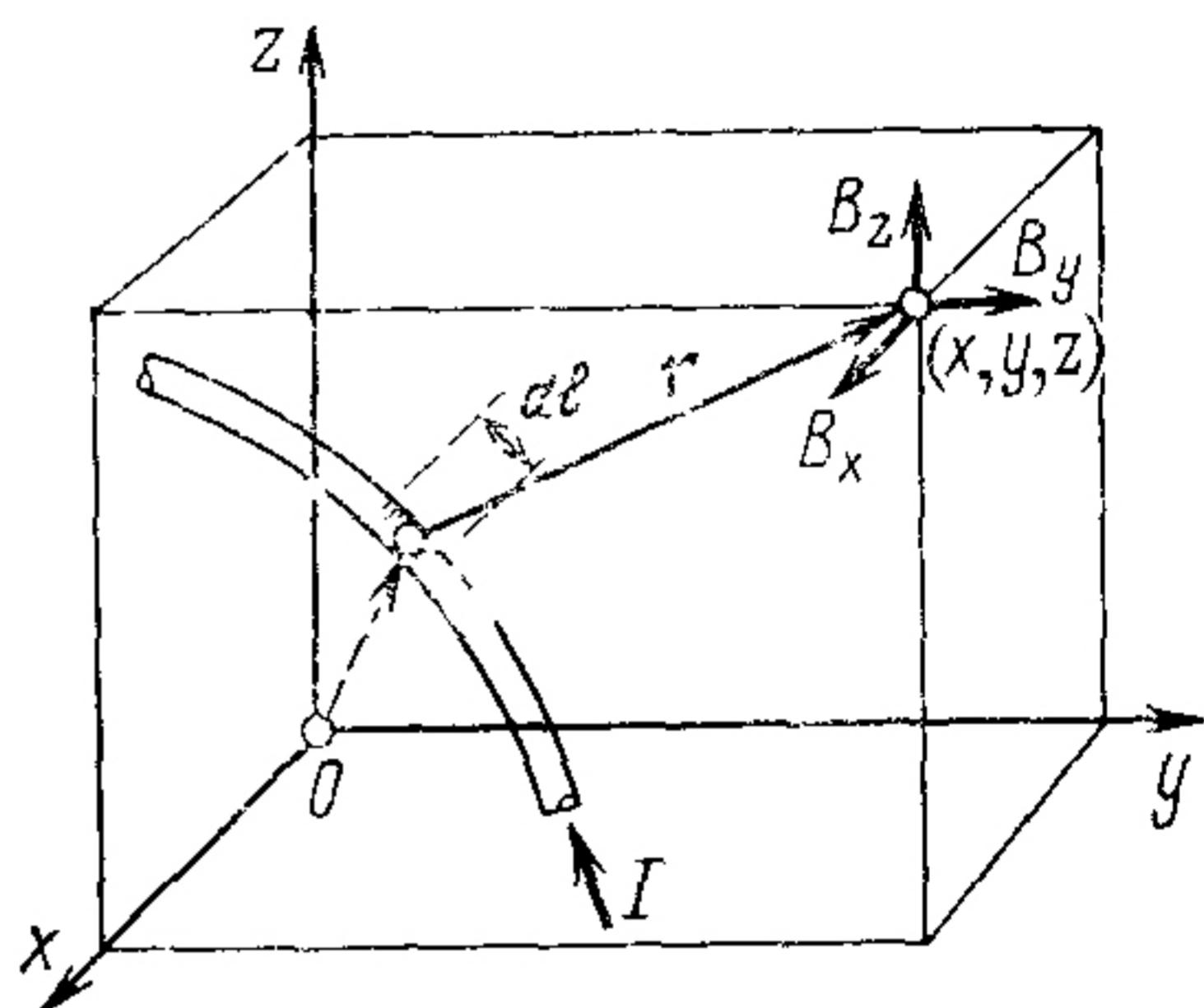


Рис. 2.20. Магнитное поле, создаваемое элементом проводника dl с током I на расстояние r от проводника

реи. Влияние электрического тока, создаваемого освещенным солнечным элементом и протекающего по цепи, состоящей из электропроводки и межэлементных соединений, можно оценить из геометрического построения, приведенного на рис. 2.20. Распределение напряженности магнитного поля $d\mathbf{B}$ в точке (x, y, z) в прямоугольных координатах, вызванного током J в элементе проводника (или в малой части солнечного элемента) на длине $d\mathbf{l}$, определяется соотношением

$$d\mathbf{B} = \frac{\mu_0}{4\pi} \frac{J d\mathbf{l} \mathbf{r}}{r^3}, \quad (2.39)$$

где μ_0 — магнитная проницаемость вакуума; \mathbf{r} — вектор, направленный от элемента $J d\mathbf{l}$ в точку (x, y, z) . Суммарная напряженность магнитного поля \mathbf{B} , полученная по всем элементам тока $J d\mathbf{l}$, имеет три составляющие: B_x , B_y и B_z . Магнитное поле элемента проводника с током не имеет составляющей, направленной вдоль направления тока. Например, элемент проводника, расположенный вдоль оси oy , создает магнитное поле, имеющее составляющие напряженности B_x и B_z , а составляющая $B_y = 0$. Как показано на рис. 2.21, элемент проводника с током, расположенный зеркально-симметрично относительно первого элемента солнечной батареи, может частично компенсировать его магнитное поле. Кажется очень заманчивым использовать этот принцип для системы солнечных батарей, состоящей из двух крыльев. На рис. 2.22 показано наиболее эффективное для обеспечения минимального значения магнитного поля батареи соединение элементов.

Дальнейшего уменьшения напряженности магнитного поля можно достигнуть, применяя проводящие шины с тыльной стороны батареи: проводники, по которым течет ток солнечных элементов в обратном направлении, располагают вдоль темновой стороны панели или сзади солнечных батарей таким образом, что направление тока в этих проводниках противоположно направлению тока в самих солнечных элементах. На рис. 2.23,г показан наиболее эффективный способ такого соединения. В тех случаях, когда используется несколько проводников, последние можно расположить симметрично по отношению к схеме соединения солнечных элементов и по ним должен протекать ток, равный току тех солнечных элементов, магнитное поле которых должно быть скомпенсировано. Этого можно достичь, собирая ток многих элементов на одну центральную шину. Компенсировать магнитное поле суммарного тока легче, чем уравнивать токи отдельных

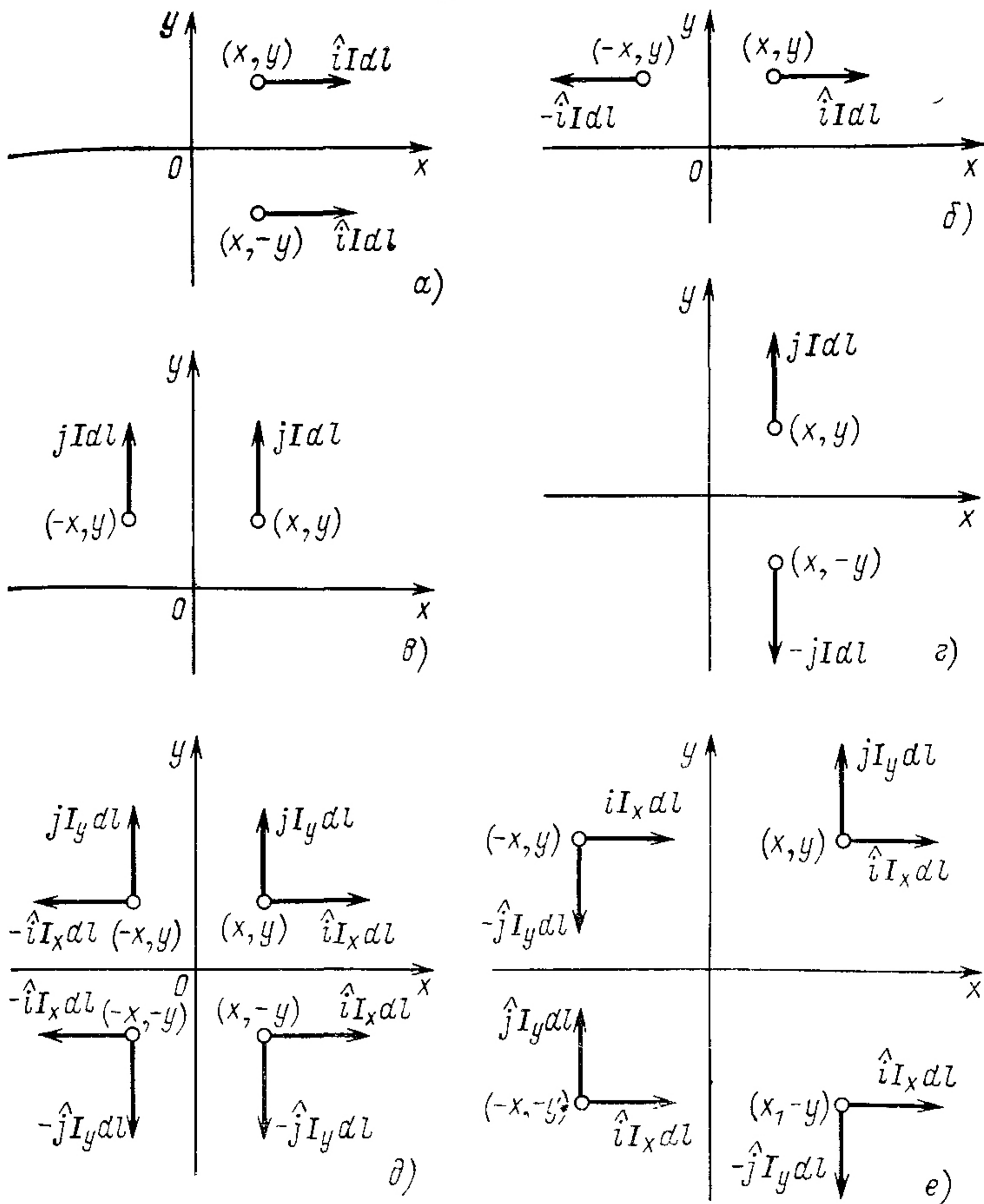


Рис. 2.21. Различные способы взаимной компенсации отдельных составляющих магнитного поля системы токов:

а — магнитное поле элементов тока, направленных вдоль оси ox , и зеркально-симметричных относительно плоскости $y=0$, с составляющими B_y и B_z , а $B_x=0$ в любой точке пространства, причем B_y может быть близко к нулю в некоторых точках плоскости $y=0$, а $B_z \neq 0$ в любой точке пространства; б — магнитное поле элементов тока, направленных вдоль оси ox , и зеркально-симметричных относительно плоскости $x=0$, с составляющими B_y и B_z , а $B_x=0$ в любой точке пространства. В плоскости $x=0$ $B_y=B_z=0$; в — магнитное поле элементов токов, направленных вдоль оси oy , и зеркально-симметричных относительно плоскости $x=0$, с составляющими B_x и B_y . $B_z=0$ всюду, B_x может быть близко к нулю в некоторых точках плоскости $x=0$; г — магнитное поле элементов токов, направленных вдоль оси oy , и зеркально-симметричных относительно плоскости $x=0$, с составляющими B_x и B_z , а $B_y=0$ всюду, $B_x=B_z=0$ в любой точке плоскости $y=0$; д — магнитное поле элементов токов, зеркально-симметричных относительно плоскостей $x=0$ и $y=0$, с составляющими $B_x=B_y=B_z=0$ в нескольких плоскостях; е — магнитное поле элементов токов, зеркально-симметричных относительно плоскости $y=0$ и антисимметричных относительно плоскости $x=0$, с составляющими $B_x=B_y=B_z=0$ в нескольких плоскостях.

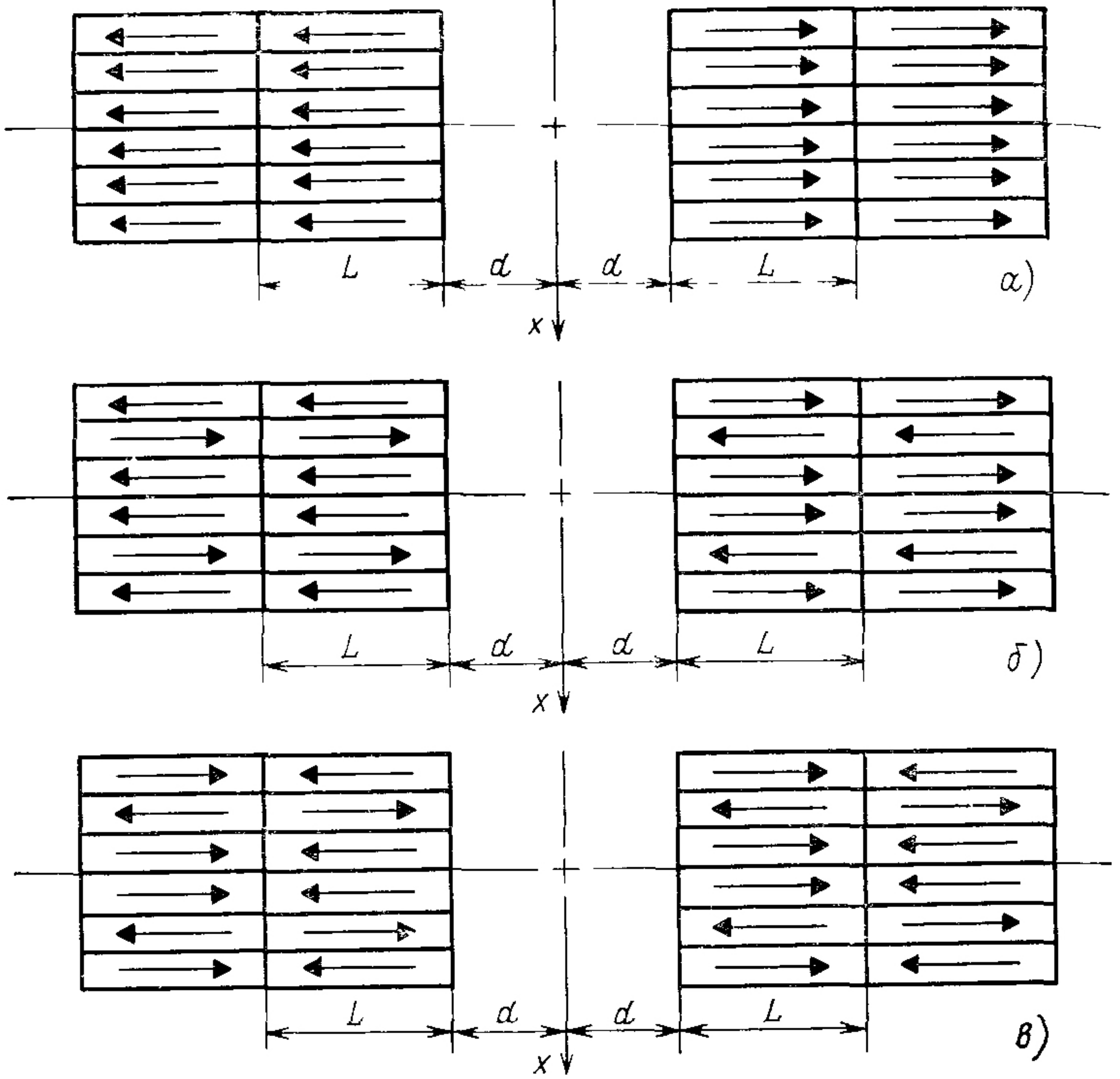


Рис. 2.22. Некоторые варианты расположения цепочек солнечных элементов, приводящие к взаимной компенсации магнитных полей:

a — симметричное расположение относительно плоскости $x=0$ создает магнитное поле $B=0$ только в плоскости $y=0$; составляющие B_x и B_z в остальной части пространства играют роль паразитных полей и взаимодействуют с межпланетным магнитным полем, что приводит к возникновению вращающего момента аппарата; *б* — двойное зеркально-симметричное расположение цепочек относительно плоскостей $x=0$ и $y=0$ и антисимметричное относительно плоскости с координатами $y=\pm(d+\alpha)$ позволяет усилить взаимную компенсацию их магнитного поля по сравнению со случаем *a*; *в* — двойное зеркально-симметричное расположение цепочек относительно плоскостей $x=0$, $y=0$ и $y=\pm(d+\alpha)$ позволяет еще больше усилить взаимную компенсацию их магнитного поля по сравнению со случаем (*б*)

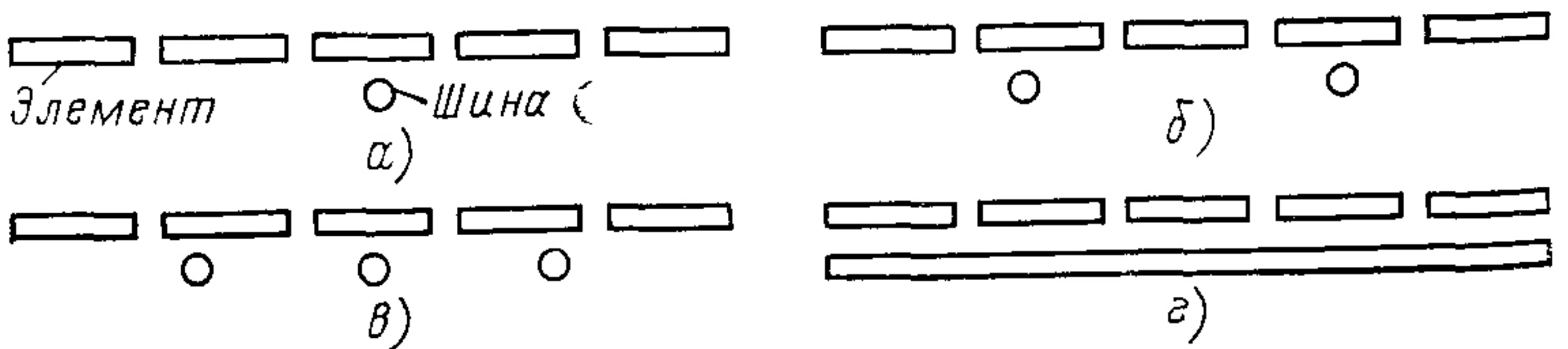


Рис. 2.23. Соединения цепочек солнечных элементов при использовании на тыльной стороне проводящих шин с обратным направлением тока с одной (*a*), двумя (*б*) и тремя (*в*) шинами и сплошной проводящей пластиной (*г*)

элементов (рис. 2.24). Разрыв цепи в соединении солнечных элементов или в цепи проводников, расположенных за батареей, может привести к нарушению баланса в установившемся распределении токов, что вызовет резкий рост напряженности магнитного поля.

Надо избегать использования намагничивающихся материалов в тех местах конструкции солнечных батарей, где магнитное поле должно быть очень мало. Однако в обычных условиях применение слабо намагничивающихся ма-

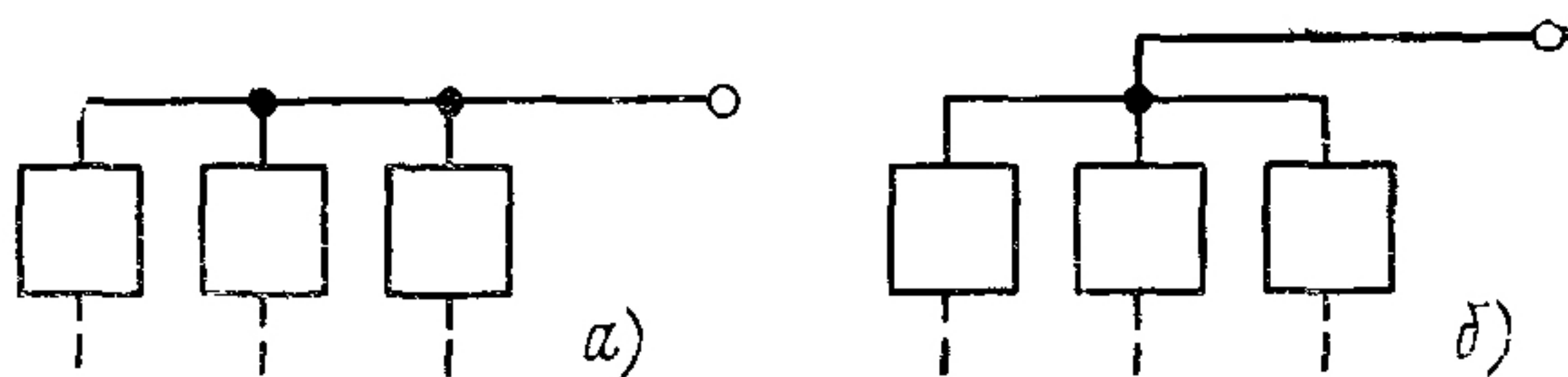


Рис. 2.24. Соединение цепочек элементов с помощью шины, расположенной сбоку (а) или по центру батареи (б)

териалов, таких, как ковар или инвар (например, для изготовления контактов), вполне допустимо. Например, специалисты Космического центра Годдарда при НАСА рассматривают ковар как материал, из которого можно было бы изготавливать контакты солнечных элементов искусственного спутника Земли ATS-6. В этом случае понадобилось бы примерно 1,4 кг ковара для создания 8000 отдельных контактов общей площадью 20 м². Панели солнечных батарей ATS-6 имеют длину 2,44 м и удалены на 6,40 м от магнетометра. Результаты расчетов, выполненных отделением магнитных испытаний центра Годдарда, показали, что если контакты из ковара намагничены до допустимого уровня (например, 300γ на 0,46 м), то максимальная напряженность магнитного поля вблизи магнетометра должна составлять несколько десятков гамма. Однако вероятность, что коваровые контакты оказались бы при этом намагничены, очень мала. В результате намагничивания космического аппарата можно было бы устранить возможное намагничивание контактов. Коваровые контакты, кроме того, не должны искажать магнитное поле Земли в непосредственной близости от магнетометра. Но, несмотря на все сказанное выше, по некоторым причинам ковар все же не использовался в конструкции солнечных батарей.

2.28. УМЕНЬШЕНИЕ МАГНИТНЫХ МОМЕНТОВ

Описанные выше способы уменьшения напряженности магнитного поля, возникающего из-за токов, которые про-

текают через солнечные батареи, приводят также к уменьшению магнитных моментов. Однако наличие крайних последовательных цепочек солнечных элементов может привести к образованию нескомпенсированного тока, циркулирующего

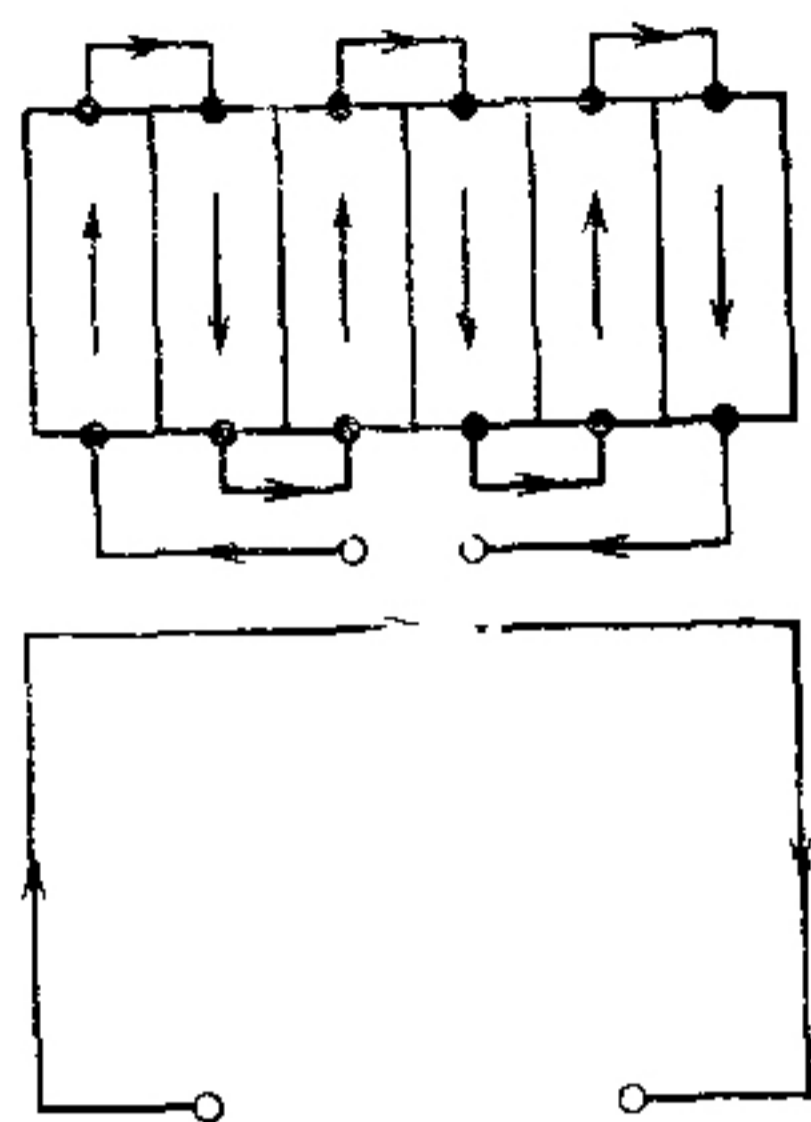
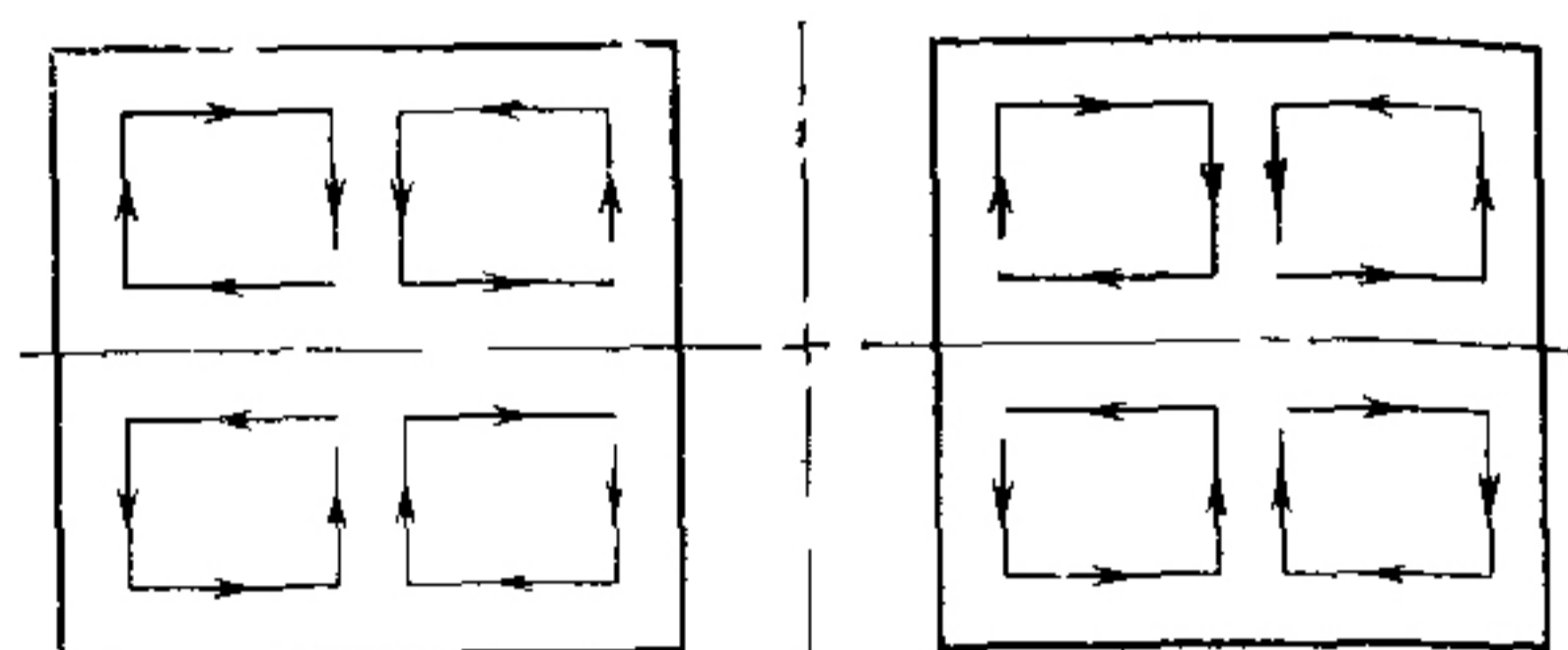


Рис. 2.25 Контурный нескомпенсированный результирующий ток

Рис. 2.26. Компенсация контурного тока соединения цепочек элементов с помощью двойной симметрии



рующего вдоль периметра солнечной батареи (рис. 2.25). Для уменьшения влияния этого тока можно с успехом применить зеркально-симметричное соединение элементов, описанное выше (рис. 2.26).

2.29. ВОЗНИКНОВЕНИЕ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ В СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЯХ

Во время геомагнитной бури, например, описанной в конце гл. 5, в диэлектрических материалах, используемых в конструкциях солнечных батарей, возникают электростатические поля, которые в свою очередь могут привести к разрядным явлениям и к возникновению электромагнитных помех, а также к возможному разрушению материалов и элементов электроники, если только своевременно не принять соответствующие защитные меры. На рис. 2.27 показаны пример выполнения панели солнечной батареи с диэлектрическим покрытием и соответствующая модель возникновения электростатического поля. Как видно из рисунка, потенциал может, по-видимому, достигать 20 кВ.

Для борьбы с электризацией, вызванной геомагнитными бурями, можно использовать проводящие покрытия, которые наносят на тыльную сторону солнечных элементов, электрически соединенных панелью из алюминия (в виде сот), что обеспечивает проводимость от сотовой подложки ко всей внешней поверхности батареи.

Большое число испытаний подтвердили сообщения различных авторов о том, что разряды со стороны стеклянных

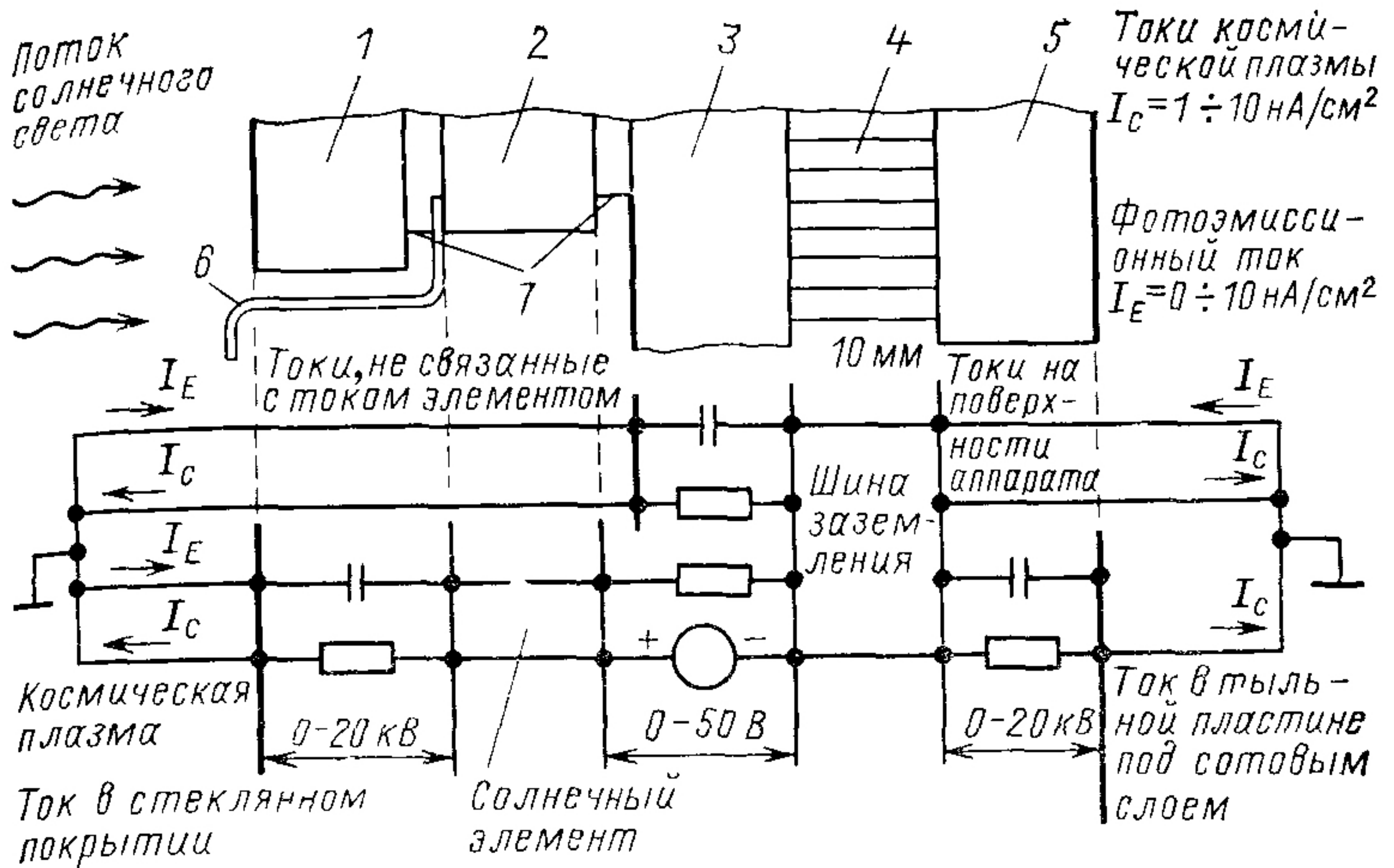


Рис. 2.27. Панель солнечной батареи с диэлектрическим покрытием и соответствующая модель возникновения электростатического поля:

1 — стеклянное покрытие толщиной $d=0,15$ мм; 2 — пластина полупроводника $d=0,2$ мм, 3 — передний каптоновый слой $d=0,08$ мм; 4 — сотовый слой из алюминия $d=10$ мм, 5 — тыльный каптоновый слой $d=0,13$ мм, 6 — межэлементное соединение, 7 — слой клея

покрытий, возникающие только во время нахождения в тени, не слишком интенсивны и не разрушают солнечные элементы, вероятно, из-за близости к токоведущим контактам солнечного элемента, что приводит к возникновению разрядов с низкой плотностью тока.

На передней поверхности каптоновой пленки (внешнее покрытие солнечных элементов) электрические заряды практически не накапливаются, так как объемное сопротивление пленки из каптона существенно падает при солнечном освещении. Допустим, что все соединяющие проводники, кроме одного, потеряли электрический контакт с элементами, тогда максимальная разность потенциалов между различными точками передней поверхности элемента не превысит 100 В при плотности плазменного тока, равной 10 мА/см^2 . При этом необходимо, чтобы максимальное сопротивление проводящего покрытия было равно $10^6 \text{ Ом}\cdot\text{см}^{-2}$. Обычно толщина проводящего покрытия составляет $0,01\text{—}0,04$ мм, что обеспечивает вполне приемлемое сопротивление покрытия порядка $10^3\text{—}10^4 \text{ Ом}\cdot\text{см}^{-2}$ [8].

Следует ожидать, что электростатический заряд будет также образовываться в покрытиях из стекла или на других диэлектриках наземных солнечных батареях, особенно в условиях грозы и во время сильного ветра.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СОЕДИНЕНИЯ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ И БАТАРЕЙ

3.1. ТЕРМИНОЛОГИЯ

Электрическую энергию, вырабатываемую солнечными элементами батарей, необходимо собрать и подвести к нагрузке, которой может быть, в частности, аккумуляторная электрохимическая батарея, накапливающая электрическую энергию.

Электрические соединения проводят электрический ток от одного элемента к другому, а в конце цепочки элементов обеспечивают вывод тока на выходные шины или точечные контакты. Связь между такими точечными контактами различных рядов или групп солнечных элементов обеспечивается посредством электрических проводов. Ряды или группы солнечных элементов могут быть соединены между собой параллельно или последовательно (последнее соединение встречается редко).

В настоящей главе приведены термины и определения, наиболее часто употребляемые в мировой и отечественной технической литературе, связанной с разработкой солнечных батарей.

Межэлементными (межконтактными) соединениями называются проводящие элементы, обеспечивающие электрические соединения отдельных элементов в параллельные или последовательные цепи. Межэлементные соединения выполняются либо из простой проволоки, либо (и чаще всего) из проволочной сетки, либо из фигурных металлических полос.

Солнечные элементы собирают в модули различной размерности, состоящие из двух и более элементов, но не свыше 100. После установки модулей на несущую панель солнечных батарей они соединяются электрически между собой с помощью *межмодульных контактов* (межмодульных соединяющих проводов). Межмодульные контакты могут иметь форму и размеры межэлементных соединений, но могут иметь и совершенно другую конструкцию.

Часть солнечной батареи, называемая *группой* или *цепью*, состоит из большого числа солнечных элементов, соединенных последовательно и параллельно. Эта группа или цепь генерирует электрическую мощность на выходных шинах. Солнечные батареи могут иметь несколько шин — шунтирующие шины, шины для съема первичной мощности, шины для передачи энергии к аккумуляторным бата-

реям и т. п. В конце электрической цепи солнечные элементы присоединяются к собирающим токоведущим шинам с помощью концевых устройств или выводов. Токоведущие шины обычно выполняются в виде изолированных одинарных круглых проводов, многожильных проводов или проводов (кабелей) плоского сечения.

Электрические цепи, используемые в солнечных батареях, часто имеют большую длину, чем сами панели солнечных батарей. В этих случаях электрическая цепь должна быть повернута на 90° или даже на 180° таким образом, чтобы можно было разместить все входящие в батарею электрические соединения на поверхности панели.

Электрические соединения, выполненные в виде U-образной петли или поворотного витка, могут по форме напоминать межэлементные или межконтактные соединения, но иногда соединения могут иметь и другую конфигурацию.

Соединение панелей солнечных батарей между собой осуществляется с помощью кабельных разъемов, которые имеют конструкцию, позволяющую быстро замыкать и размыкать отдельные участки батарей. Проводящие части кабельных разъемов называют *контактами*. Контакты выполняются в виде либо штырьков, либо гнезд. Разъемы с контактами в виде гнезд называют также *приемными* или *захватными*. Имеются разъемы, которые предназначены для круглых или для плоских кабелей.

Терминалами называют электрические элементы, закрепленные на изолирующих подставках, колодках или контактных полосках, которые позволяют многократно соединять и разъединять два или большее число проводников различных электрических цепей. В космической технике соединения обычно делают неразъемными и выполненными с помощью пайки.

Проводники могут иметь круглое (цилиндрическое) сечение или плоское (ленточное) с использованием изоляции или без нее. Несколько проводников, связанных вместе, называют *кабелем*. Большое число плоских проводников, нанесенных на изолирующую подложку или пластину, называют *печатной схемой*.

3.2. ТИПЫ МЕЖЭЛЕМЕНТНЫХ СОЕДИНЕНИЙ И ПРОВОДНИКОВ

Межэлементные соединения и проводники солнечных батарей могут быть разделены на различные типы, которые показаны на рис. 3.1. Печатные схемы на жесткой несущей

подложке были первыми электрическими элементами, которые начали использоваться в солнечных батареях в течение шестидесятых годов. Печатные схемы на гибкой подложке стали применяться после 1970 г., когда в космическую технику пришел каптон¹. Большинство межэлементных соединений, использовавшихся между 1960 и 1970 гг. изготавливали из сеток, которые в свою очередь составляли из последовательно соединенных участков, полученных методом штамповки. Такие штампованные межэлементные

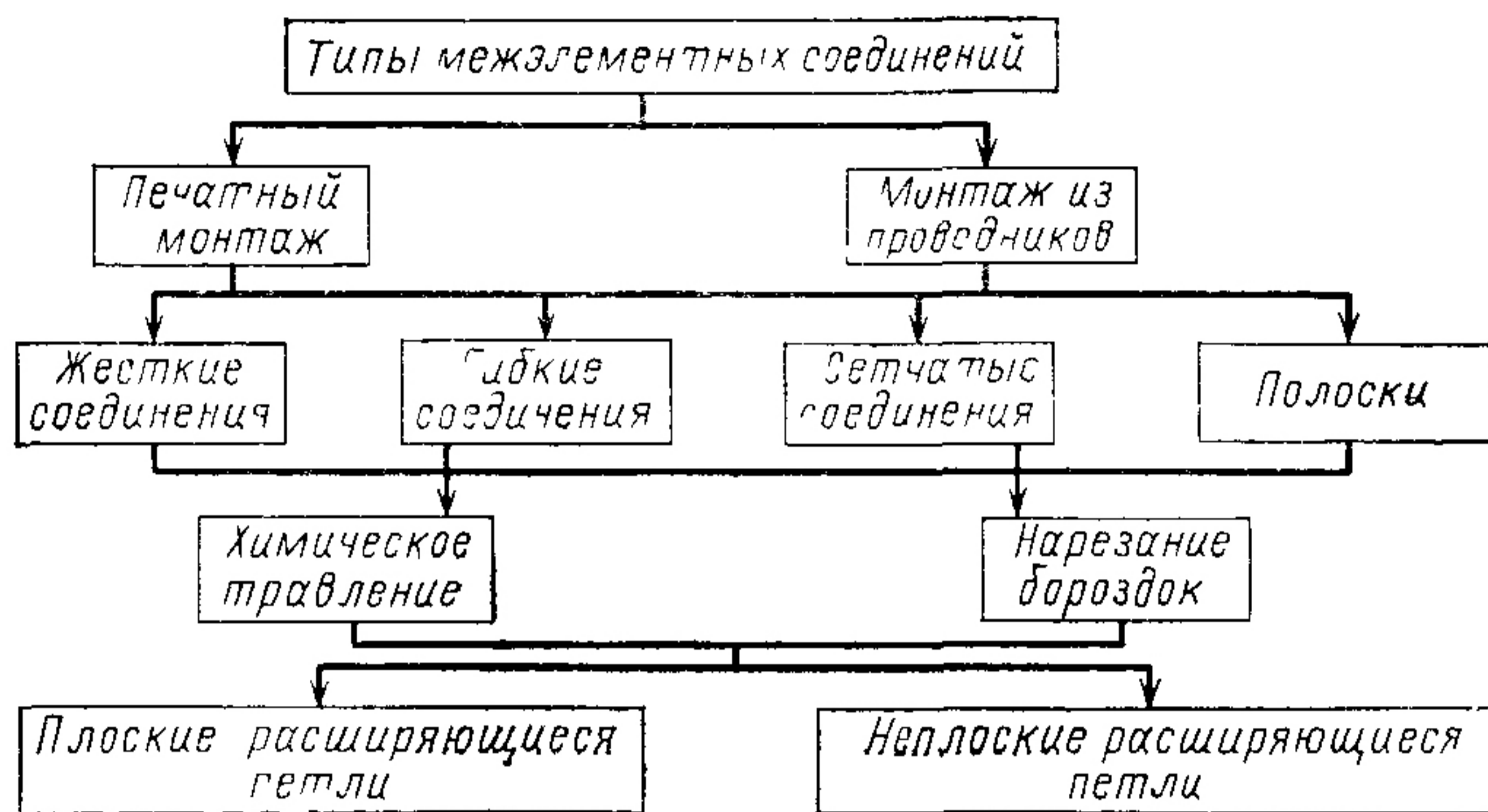


Рис. 3.1. Типы межэлементных соединений

соединения изготавливались из металлов, имеющих низкие коэффициенты теплового расширения и способных выдерживать большое число циклов нагрева и охлаждения, включая охлаждение до очень низких температур. В отличие от печатных плат сетчатые штампованные электрические соединения гораздо легче изготавливать: их можно получать при травлении фольги или штамповкой в металлической пластине, которая затем путем растягивания превращается в сетку и прокатывается в плоскую сетку. Травление является практичным, если приходится травить металл только одного типа или если скорость травления каждого из металлов в полиметаллических электрических соединениях можно достаточно точно регулировать. Полиметаллические электрические соединения должны изготавливаться таким образом, чтобы избежать образования биметаллических контактов, способствующих росту напряжений, вызванных тепловыми деформациями, которые во вре-

¹ Каптон — термостойкая и прочная полимерная пленка желтого цвета на основе полиимида — Прим ред пер.

мя термоциклирования способны нарушить электрическую цепь в местах пайки или сварки

При термоциклировании происходит поперечное расширение демпфирующих петель электрических проводов, вызываемое изменением радиуса изгиба петель. Расширение вдоль плоскости петли приводит лишь к небольшой деформации, но из-за сильной поперечной деформации возникают большие напряжения в местах соединений. Сетчатые межэлементные соединения легко деформируются в продольном направлении только в том случае, если предотвращена возможность деформации в перпендикулярном направлении, при этом межэлементные соединения могут покоробиться.

3.3. ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ МЕЖЭЛЕМЕНТНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Назначение межэлементных соединений и проводников заключается в переносе электрической энергии от отдельных солнечных элементов к собирающим коллекторным шинам в течение времени работы солнечных батарей. Чтобы выполнить это назначение, система межэлементных соединений и проводников должна отвечать следующим основным требованиям:

- 1) иметь достаточную электрическую проводимость;
- 2) обладать стойкостью к термоциклированию;
- 3) допускать промышленный способ производства и ремонт;
- 4) для некоторых конструкций солнечных батарей система соединений должна быть выполнена из немагнитных металлов или металлов с малым атомным номером;
- 5) для рулонных и складных конструкций батарей необходимо, чтобы они обладали свойством легко сворачиваться или складываться и были способны выдерживать вибрацию (во время транспортировки и запуска на орбиту).

Некоторые конструкции батарей должны удовлетворять несколько иным требованиям:

- 1) способствовать отводу теплоты от солнечных элементов;
- 2) обеспечивать радиационную защиту в космическом пространстве, в частности предотвращать попадание низкоэнергетических протонов в область $p-n$ -перехода;
- 3) гарантировать высокую надежность соединения.

Из соображений надежности обычно определяют требуемое число параллельных токоведущих путей, число меж-

элементных соединений и их расположение на поверхности элементов. Это позволяет в случае неожиданного механического разрушения солнечных батарей или отдельных элементов сохранить значительную часть их мощности.

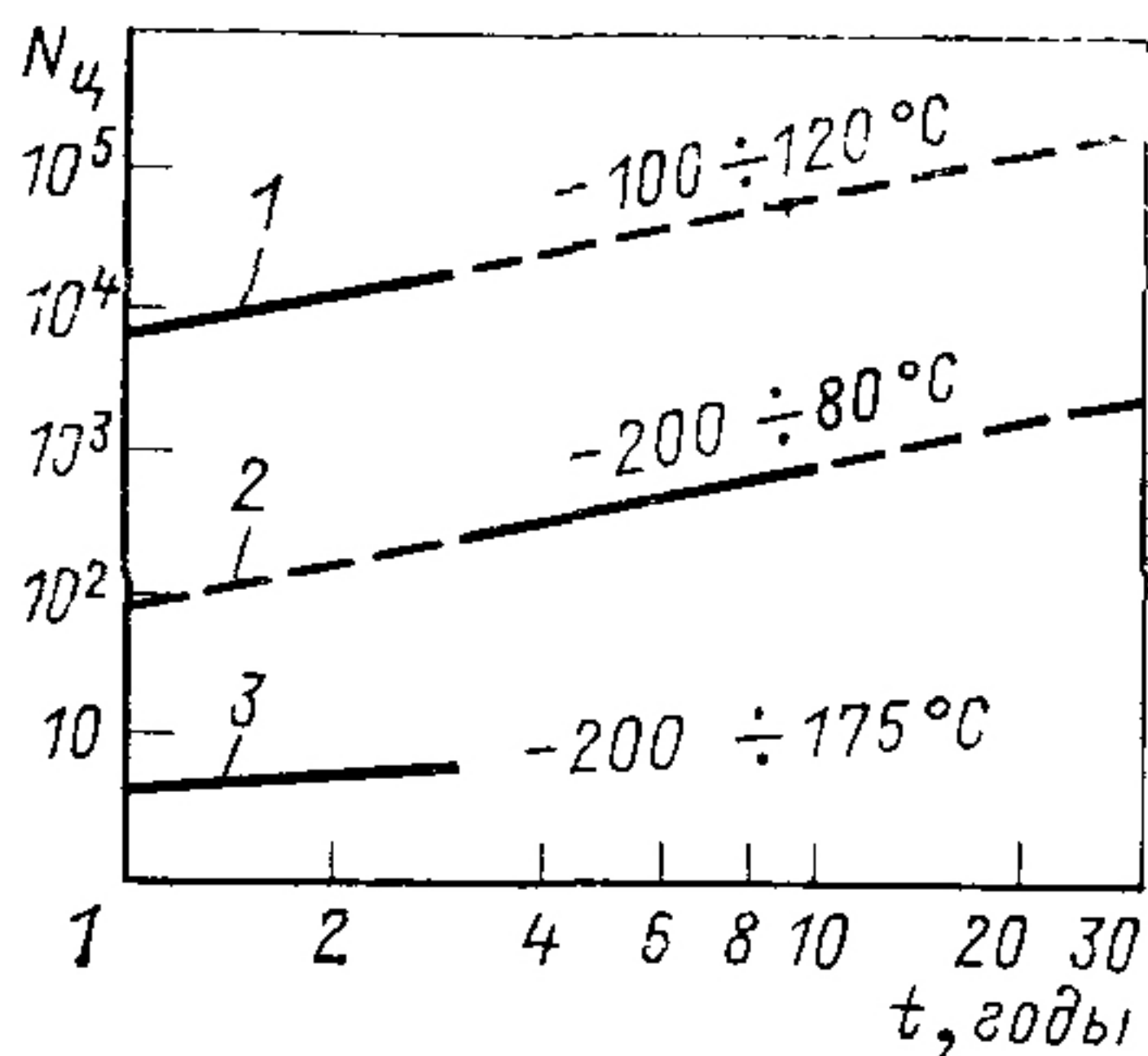


Рис 3.2. Числа температурных циклов $N_{ц}$ в зависимости от планируемого времени t пребывания спутника на орбитах в различных областях космического пространства:

1 — на околоземных орбитах, 2 — на геосинхронных орбитах; 3 — на лунных орбитах и орбитах в межпланетном пространстве

Для современных космических солнечных батарей и наземных солнечных установок, снабженных концентраторами и рассчитанных на длительное время эксплуатации, способность выдерживать многократные перепады температур является одним из наиболее трудно выполнимых требований (см. § 3.4). На рис. 3.2 приведены термоциклы, типичные для ряда орбит аппаратов в космическом пространстве. Температурный режим работы наземных солнечных батарей менее жесткий.

3.4. ОСНОВНЫЕ ПРИЧИНЫ РАЗРУШЕНИЙ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ И МЕЖЭЛЕМЕНТНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ

Батареи кремниевых солнечных элементов для космических аппаратов подвержены механическому разрушению из-за тепловых напряжений, возникающих в результате термоциклирования. Некоторые разновидности разрушений, которые со временем могут вызывать снижение выходной мощности солнечной батареи, показаны на рис. 3.3. Разрыв электрической цепи в местах пайки на солнечных батареях может быть вызван ползучестью материала припоя, возникающей при высоких температурах (превышающих $100^\circ C$), и разрушение кремния при низких температурах ($-100^\circ C$). При менее высоких и менее низких температурах большое число различных напряжений, вызванных периодически повторяющимися изменениями температуры солнечных батарей, может приводить к разрушению межэлементных соединений и электрических соединений в местах пайки, чему способствуют также усталостные явления. Металлические проводники с диэлектрической изоля-

цией могут также разрушаться, если напряжения в диэлектрике, окружающем металл, достигают значений, превышающих прочность металла (рис. 3.4).

Характеристики разрушений. В идеальном случае любая составляющая солнечной батареи и вся батарея в целом должны выдерживать эксплуатацию в течение всего запланированного времени полета без каких-либо нарушений или ухудшений своих характеристик. Однако реаль-

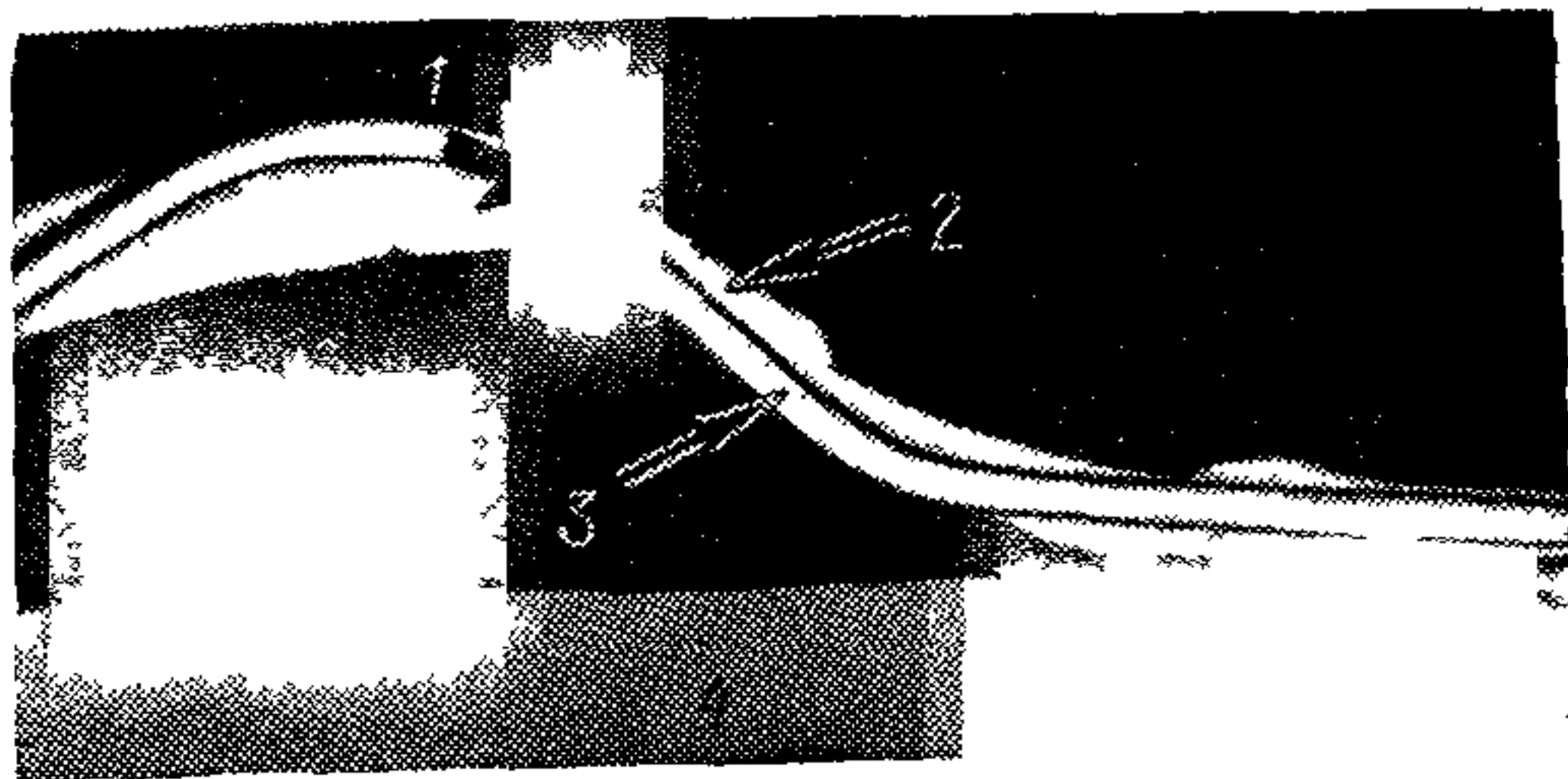


Рис. 3.3 Типичные виды разрушений межэлементных соединений при очень низких температурах.

1 — трещина, 2 — припой, 3 — межэлементное соединение, 4 — кремний

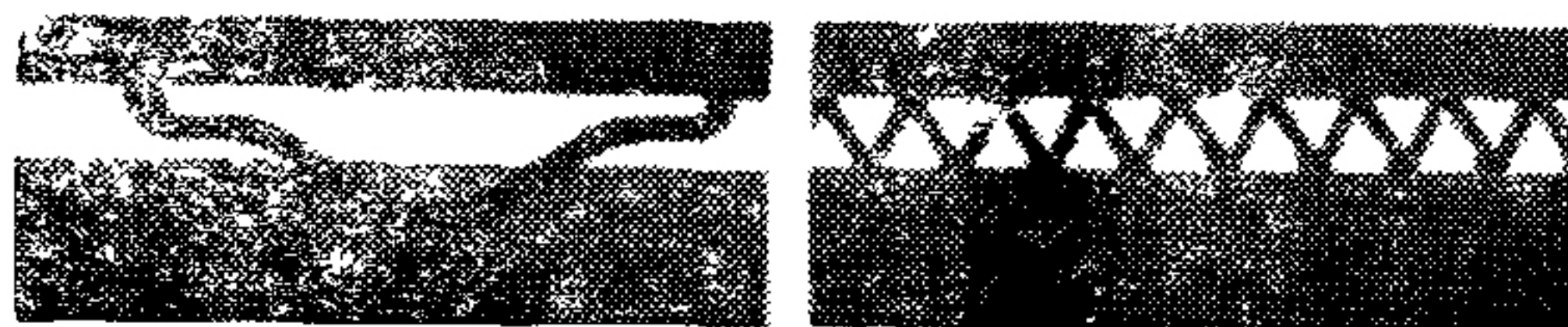


Рис 3.4. Разрушение плоской соединительной петли

ные свойства современных материалов далеки от идеальных и являются вероятными источниками отдельных нарушений, возникающих во время космического полета, и причиной ухудшения параметров солнечных батарей. На практике понятие разрушение солнечных батарей необходимо определять более точно и конкретно. Наиболее типичным разрушением батарей является уменьшение выходной мощности до значений, меньших некоторого предела. Деградацию солнечных батарей, вернее, ту часть деградации, которая не связана с радиационными нарушениями, оценивают статистически. Принимается во внимание явление усталости материалов с возможным отслоением контактной сетки. В этом случае используют сведения о

скорости разрушения мест пайки и обрыва проводов, полученные во время наземных испытаний. В то время как разрушение проводов легко наблюдается по разрыву цепи, нарушение мест пайки обычно определить непросто. Одни исследователи, например, считают, что наступление растрескивания и является моментом разрушения, а другие утверждают, что любое сильное напряжение паяных соединений со временем приводит к образованию трещин. Таким образом, только полное разрушение соединения может служить наиболее достоверным критерием разрушения батарей [2—4].

В функциональном смысле только полное разрушение соединения можно назвать механическим разрушением соединения, однако совсем необязательно, чтобы такое разрушение приводило к окончательному разрыву электрической цепи.

В тех случаях, когда межэлементные соединения размещены на тыльной стороне контактов солнечных батарей, или окружены слоем клея, или по какой-либо другой причине не могут быть непосредственно осмотрены во время проверки, при обнаружении дефекта нельзя утверждать, произошел ли полный разрыв цепи или это только лишь частичное разрушение.

Критерий, согласно которому можно считать, что контакт полностью отслоился, должен определяться исходя из требований надежности и других соображений для каждого отдельного случая и условий работы данной солнечной батареи.

3.5. ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ РАЗРАБОТКИ КОНТАКТНЫХ СОЕДИНЕНИЙ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Вплоть до конца 1960 г. большинство солнечных батарей представляло собой устройства, состоящие из нескольких соединенных параллельно и последовательно модулей, каждый из которых включал небольшое число элементов, соединенных между собой последовательно. Число элементов обычно не превышало пяти (каждый площадью 1×2 см). Такие пятиэлементные модули соединялись друг с другом путем припаивания контактной полосы передней поверхности одного элемента к контакту, расположенному на тыльной стороне соседнего элемента, — так называемое соединение внахлст, образуя тем самым жесткую промежуточную сборку, напоминающую черепичную кровлю (рис. 3.5).

При таком соединении солнечных элементов образуются области с высокой концентрацией напряжений, особенно в местах межэлементных соединений. Недостатком сборки элементов внахлест было отслоение металлического слоя (чаще всего это был никель, который наносили на кремниевые элементы методом химического осаждения) от кремниевой пластины.

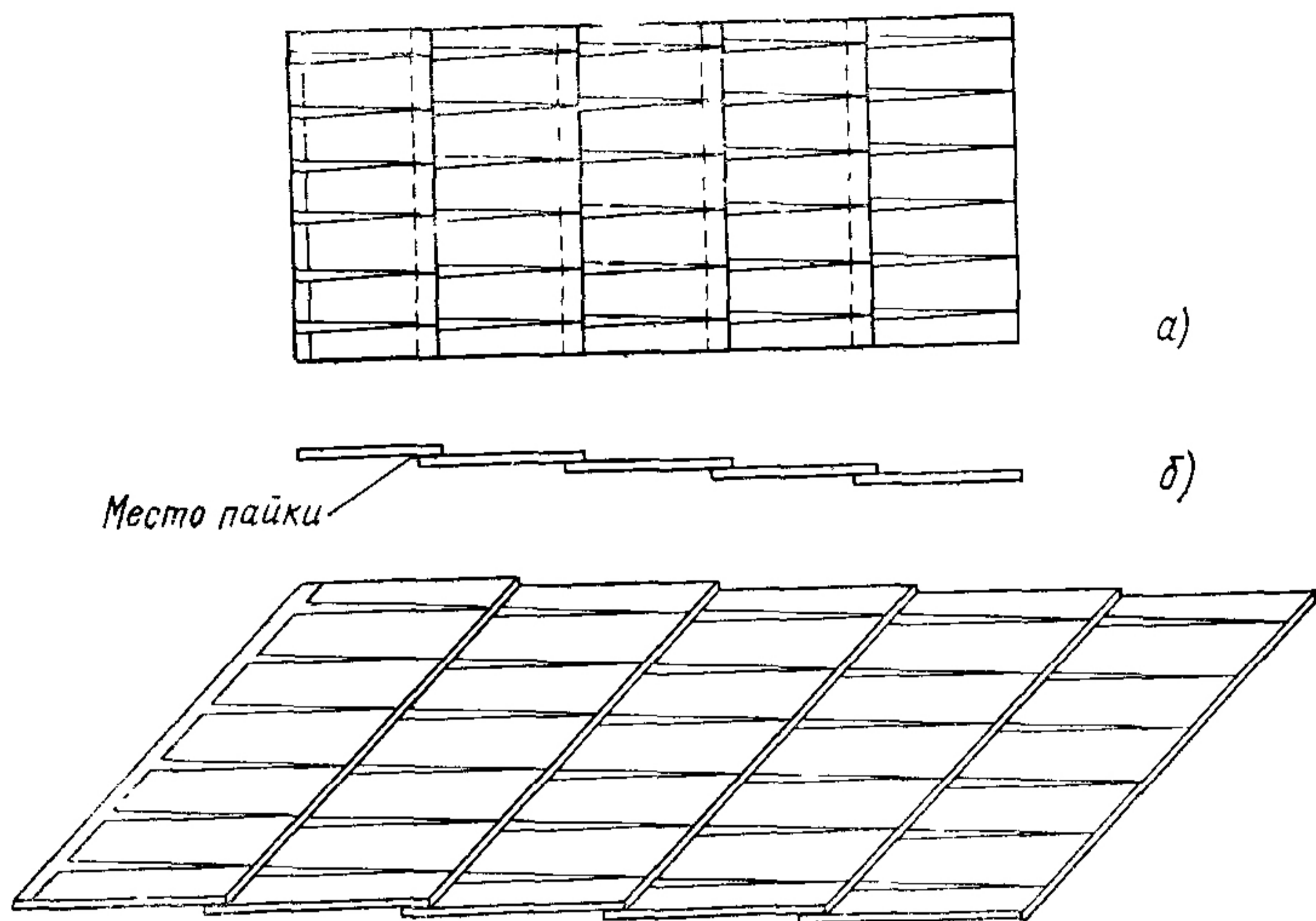


Рис. 3.5. Жесткое электрическое соединение частично перекрывающихся элементов солнечных батарей (черепичное соединение):

а — вид сверху; *б* — место пайки

Следующее поколение электрических соединений солнечных батарей знаменовало собой переход к гибкой системе соединений, состоявшей из жесткой или гибкой системы проводов, которые были эластично связаны с положительными и отрицательными контактами солнечных элементов. Такая гибкая система соединений была первой попыткой уменьшить механические и термические напряжения в солнечных батареях. Значительное улучшение гибкости электрических контактов было достигнуто при использовании контактных проволочных петель, обеспечивающих возможность свободного перемещения соединительных проводов при возникновении деформирующих напряжений.

Электрические контакты из гибких металлических фольг (рис. 3.6) применяются с 1961 г. Такой вид электрических контактов используется в секциях из параллельно

соединенных элементов. Элементы соединены в небольшие параллельные группы с помощью проволочных петель, припаянных вдоль их тыльной стороны. Ряды соединительных петель расположены сверху и снизу по отношению к краю широкого контакта, что уменьшает напряжения в группе элементов перед электрическим соединением с последующими рядами элементов (рис. 3.6). Так дела-

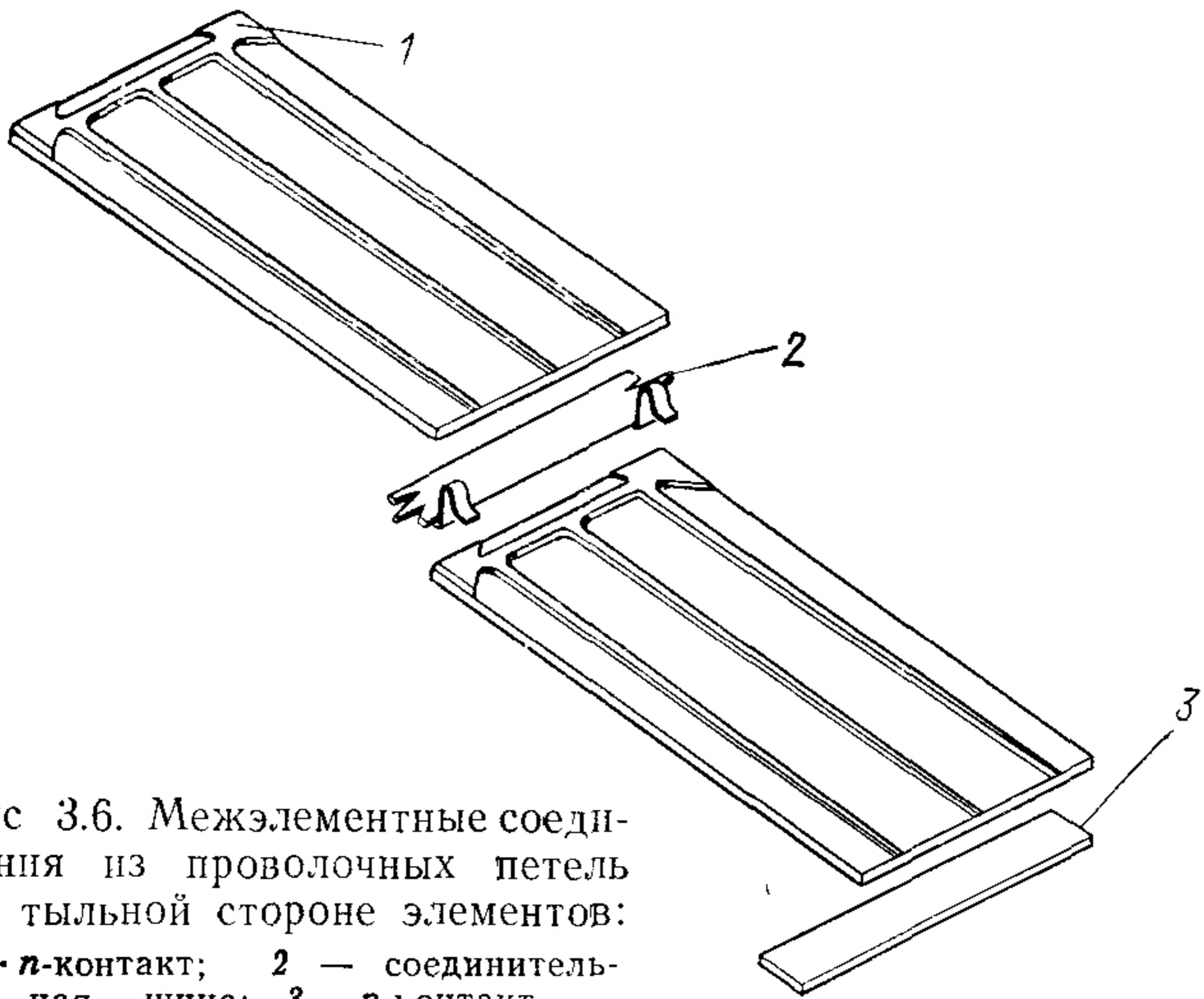


Рис 3.6. Межэлементные соединения из проволочных петель на тыльной стороне элементов:
 1 — *n*-контакт; 2 — соединительная шина; 3 — *p*-контакт

лось в ранних вариантах конструкций солнечных батарей. Увеличение надежности соединений достигалось использованием системы контактов, состоящих из большого числа петель и паяных соединений [5].

Чтобы уменьшить возможность разрушения контактов, в последующих конструкциях солнечных батарей стали использовать не проволочные соединения, а разветвленные плоские контактные системы, соединявшие положительные и отрицательные контакты на противоположных сторонах элементов, располагавшихся почти друг над другом (рис. 3.7).

Межэлементные соединения подобного типа использовались для электрического соединения элементов размерами 2×2 см и большими рабочими поверхностями 2×6 и $2 \times 7,15$ см солнечных батарей, которые обеспечивали на станции Skylab энергоснабжение космического телескопа. Однако оказалось, что рабочие характеристики таких конструкций обладают серьезными ограничениями в случаях.

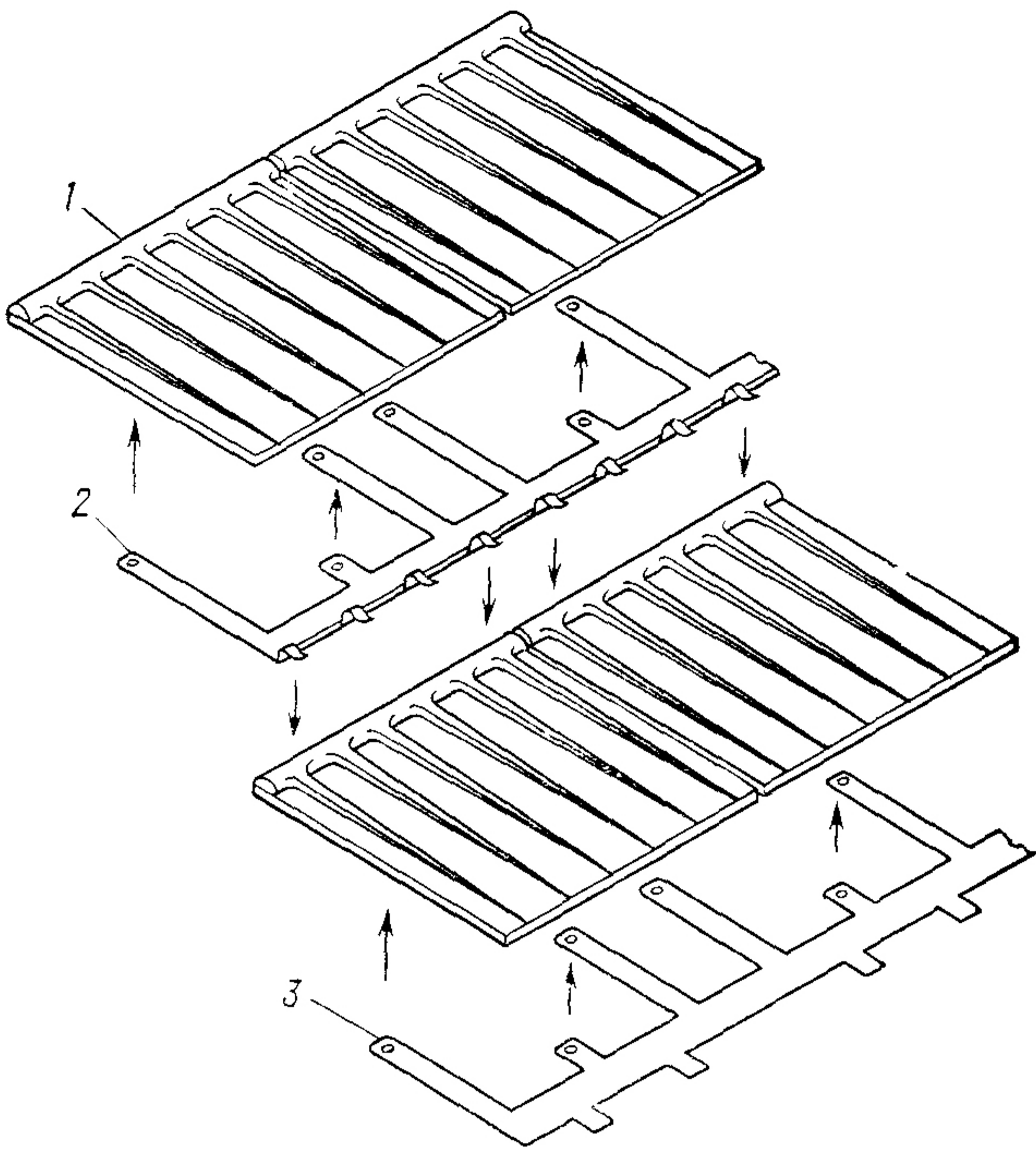


Рис. 3.7. Усовершенствованное электрическое соединение:
 1 — отрицательный контакт; 2 — шина; 3 — положительный контакт

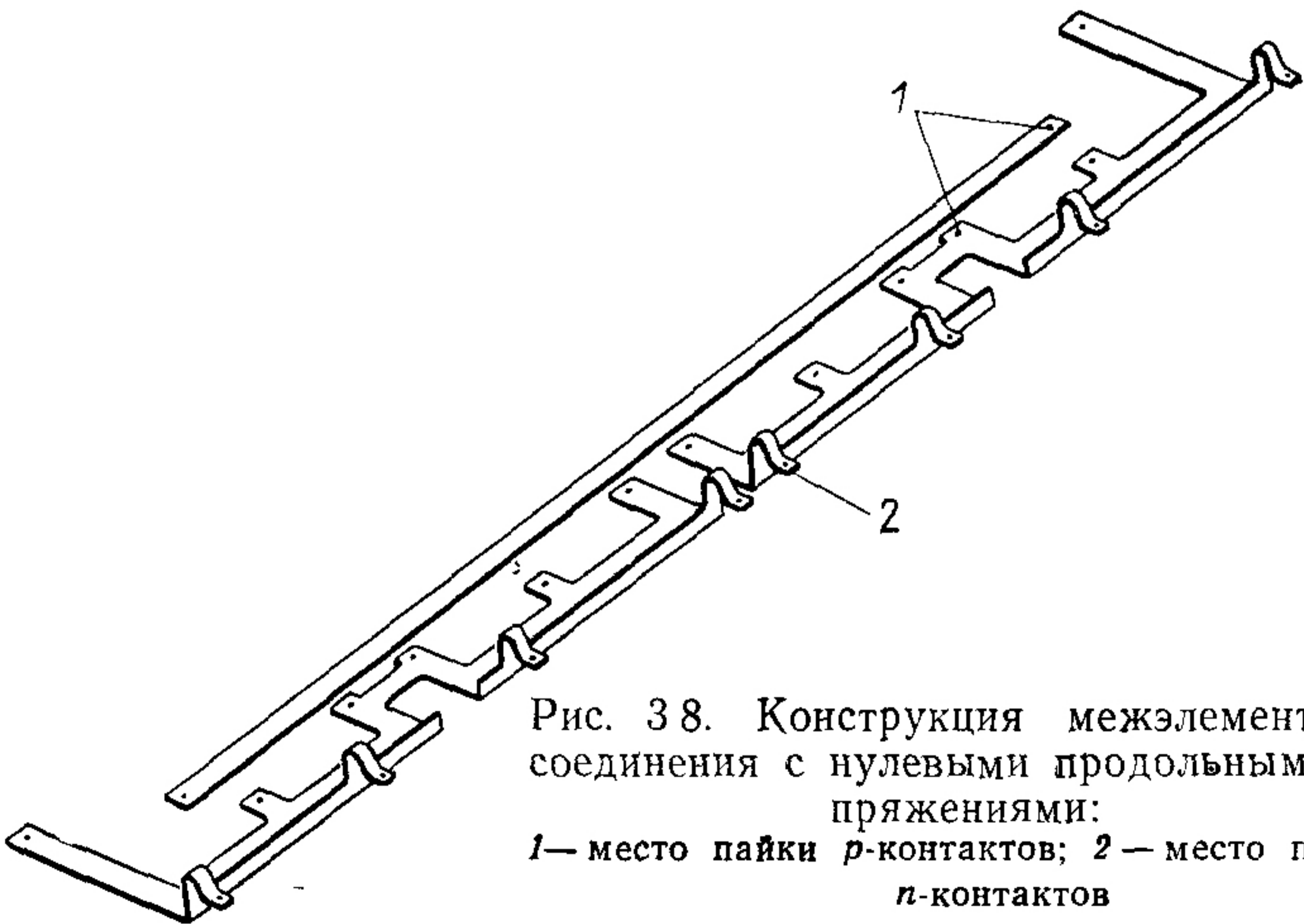


Рис. 3.8. Конструкция межэлементного соединения с нулевыми продольными напряжениями:
 1 — место пайки *p*-контактов; 2 — место пайки *n*-контактов

когда для определенной космической экспедиции требования становятся более жесткими и необходим переход к солнечным батареям большой площади. В связи с этим для солнечных элементов размерами 2×6 см в 1968 г. была разработана система межэлементных соединений из двух фигурных шин (рис. 3.8).

При других методах уменьшения напряжения деформации в межэлементных соединениях были использованы комбинации металлической сетки на тыльной поверхности элемента и тонких проволочных контактов на передней [6]. В дальнейшем проволочные контакты уже не применялись и протяженная металлическая сетка использовалась для осуществления контактов между параллельными и последовательными рядами [7]. С тех пор такая металлическая контактная сетка различной конфигурации и размеров широко применяется, и для ее изготовления используются самые разнообразные материалы. Главными критериями выбора конструкции сетки являются снижение стоимости производства и простота соединения элементов в модули и изготовления батарей в целом. Наиболее широко применяемые сетки получаются из мягкой серебряной фольги толщиной от 50 до 125 мкм путем выдавливания отверстий, растяжки, прокатки и отжига. Медная сетка изготавливается точно таким же образом. В некоторых случаях для получения сетчатых контактов используется метод химического травления.

Недостаток сетчатых металлических соединений — потеря гибкости в случае, когда они окружены слоем клея или покрыты припоем, при этом сетка немногим отличается от сплошных полос из того же самого материала. Более того, тонкие металлические полоски, составляющие

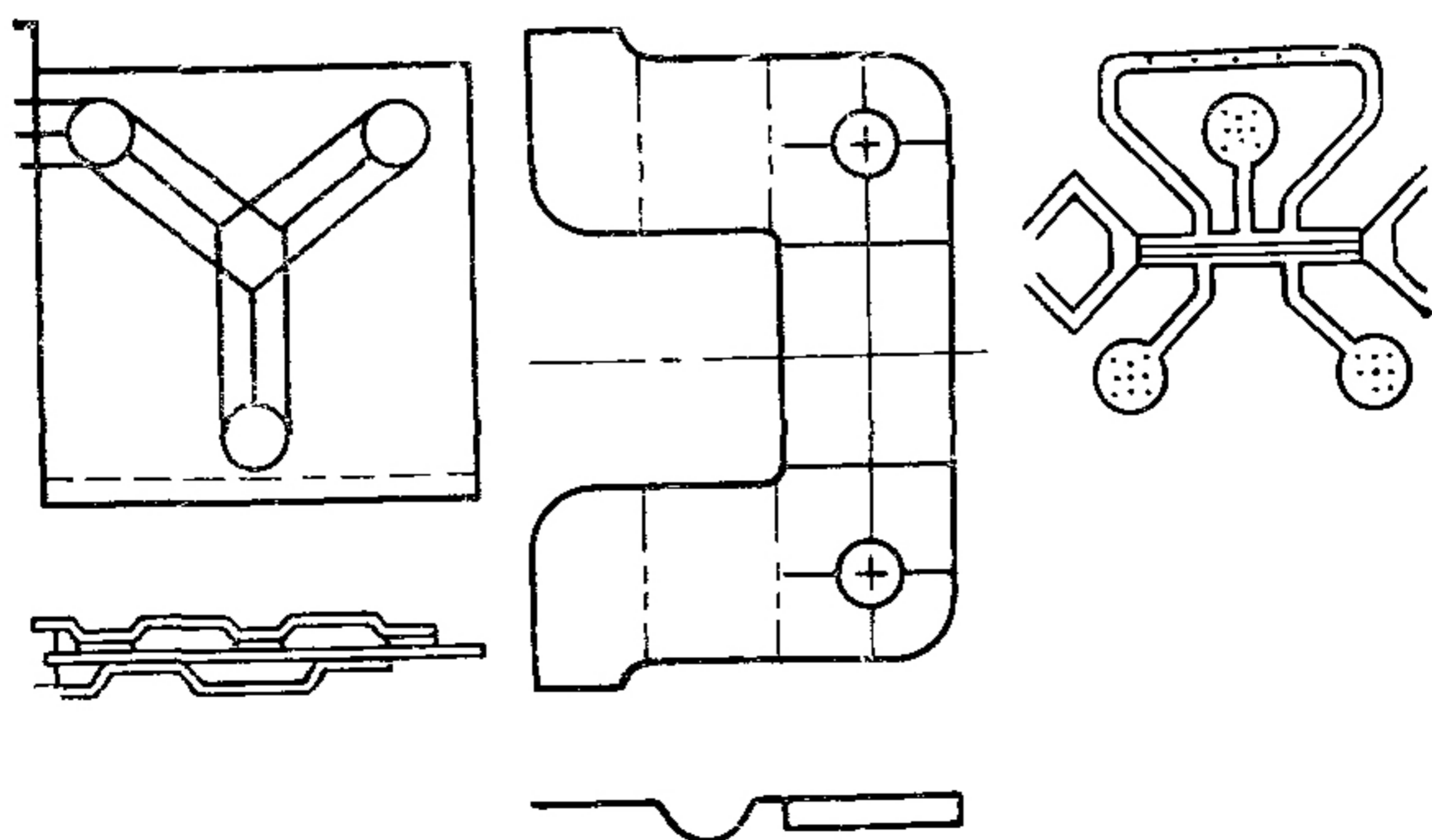


Рис. 3.9. Различные конфигурации межэлементных соединений

сетку, с трудом залуживаются и при термоциклировании намного меньше выходят из строя, чем сплошные контактные слои.

Для улучшения технологии изготовления межэлементных соединений многие фирмы использовали электрические контакты из меди, медно-бериллиевого сплава или ковара, а также в некоторых случаях из молибдена. Ковар и молибден имеют одинаковые с кремнием коэффициенты теплового расширения и поэтому выдерживают более низкие температуры и большее число температурных циклов, чем контакты из меди или медных сплавов. Некоторые из используемых в настоящее время типов контактов показаны на рис. 3.9.

3.6. КАКИЕ СОЕДИНЕНИЯ ЛУЧШЕ ВЫБРАТЬ — ПАЯНЫЕ ИЛИ СВАРНЫЕ — И В КАКИХ СЛУЧАЯХ?

Ответ на обсуждаемый в течение длительного времени вопрос, как сильно различаются сроки службы паяных и сварных соединений при термоциклировании, до сих пор еще не получен. Из результатов, представленных на рис. 3.10, можно определить, насколько удалось в течение нескольких лет улучшить термостойкость межэлементных

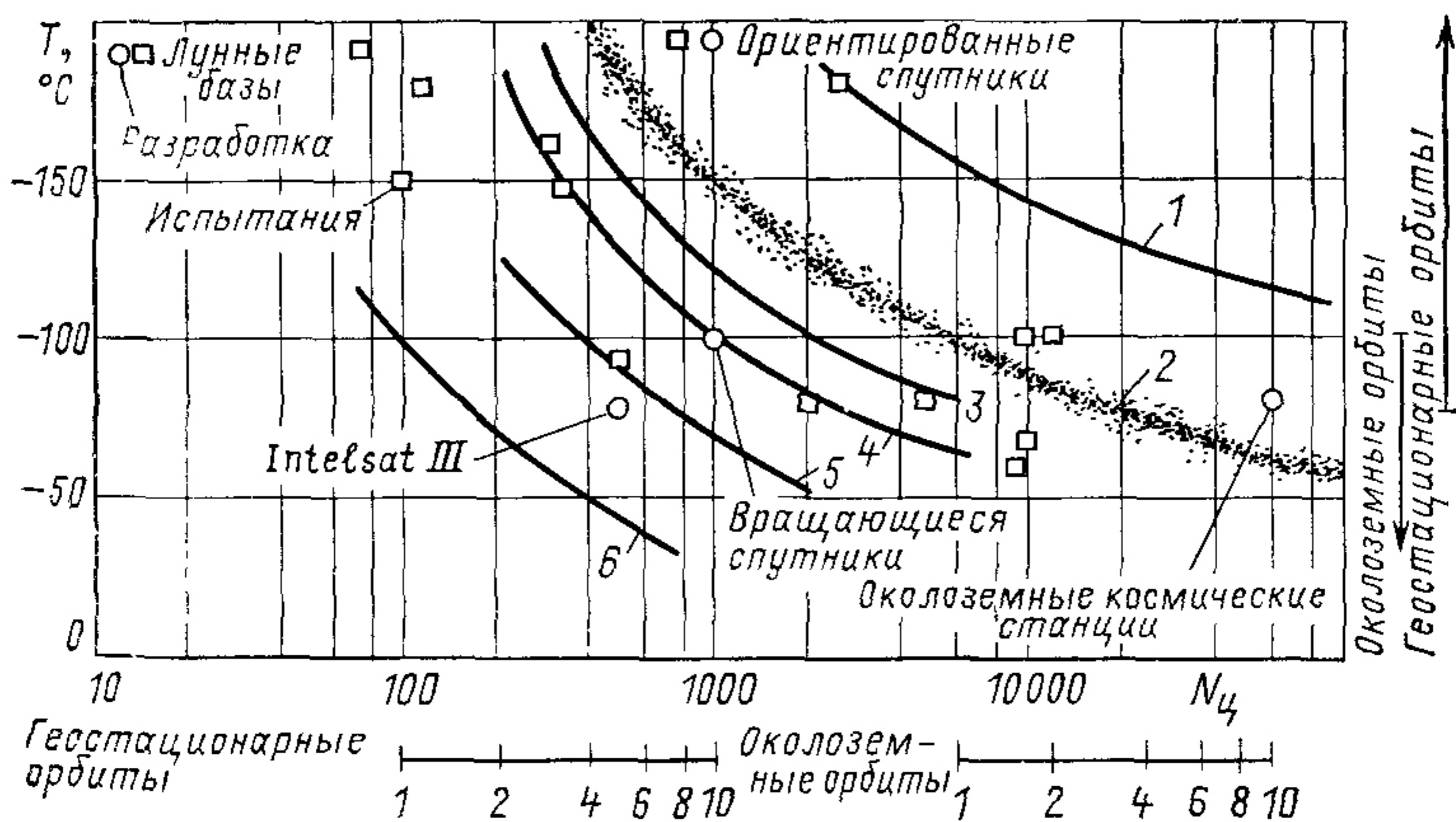


Рис. 3.10. Зависимость числа термоциклов $N_{ц}$ от температуры $T, ^\circ\text{C}$ на затененных участках орбиты, позволяющая судить о ресурсе паяных и сварных межэлементных соединений при термоциклировании (по состоянию уровня технологии в 1972 г.):

1 — для сварных соединений, 1972 г.; 2 — для сварных соединений, 1971 г.; 3 — для паяных соединений, 1972 г.; 4 — для паяных соединений, 1971 г.; 5 — для паяных соединений, 1968 г.; 6 — для паяных соединений, 1967 г.

соединений по сравнению с более ранними разработками. По оси ординат отложена отрицательная температура охлаждения солнечных батарей на теневых участках орбиты, причем температура убывает вверх по оси ординат, что соответствует нарастанию механических напряжений, вызванных понижением температуры (см. § 3.20 и 3.21). Последнее позволяет установить корреляцию между результатами испытаний межэлементных соединений при термоциклировании, общими сведениями по долговечности, полученными при испытаниях материалов на усталость, и расчетными данными.

3.7. ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ МЕЖЭЛЕМЕНТНЫХ СОЕДИНЕНИЙ. ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ

Для создания межэлементных соединений солнечных элементов нужны материалы, обладающие одновременно высокой электропроводностью и низкой теплопроводностью. Материалы же, не обладающие такими свойствами, непригодны для этих целей. Поэтому для компромиссного решения необходимо выбрать материалы, свойства которых удовлетворяют каждому из этих противоречивых требований. Для термомеханической стойкости соединений необходимо, чтобы материалы, как правило, сплавы, допускали изготовление слабо расширяющихся тонких плоских лент, а такие материалы, как известно, обладают высоким электрическим сопротивлением. В то же время для улучшения электрических свойств солнечных батарей межэлементные соединения следует делать из толстых проводников на основе материалов с низким электрическим сопротивлением и высокой теплопроводностью.

Ниже приведен ряд металлов и сплавов с покрытиями и без них, выбранных из большого числа выпускаемых промышленностью материалов, которые могут обеспечить длительный срок активного существования солнечных батарей в условиях воздействия значительного количества термоциклов (материалы перечислены произвольно, а не в порядке увеличения термостойкости):

медь, отоженная, с низким содержанием кислорода и высокопроводящая (ОФНС) (без покрытия или с серебряным покрытием);

серебро, отоженное, высокочистое;

ковар, отоженный, сплав никеля с медью (луженый или покрытый серебром);

инвар, отоженный (с серебряным покрытием);

алюминий, чистый, отожженный (без покрытия или с серебряным покрытием);

молибден, отожженный (покрытый серебром);

сплав бериллия с медью, отожженный (луженый или с серебряным покрытием).

Для каждого из этих материалов следует определить необходимую химическую чистоту, степень отжига, допустимый разброс толщин и требуемую чистоту поверхности.

3.8. РАЗРАБОТКА МЕЖЭЛЕМЕНТНЫХ СОЕДИНЕНИЙ С ЗАДАНЫМИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ СВОЙСТВАМИ

Электрические свойства системы контактов и межэлементных соединений должны быть тщательно согласованы с их механическими свойствами в связи с тем, что улучшение термомеханической стойкости ведет к увеличению электрического сопротивления контактной системы, и поэтому высокие требования, предъявляемые к одному из параметров, приводят к ухудшению других свойств.

Основные требования к межэлементным соединениям. Представления о пригодности той или иной системы контактов и межэлементных соединений основаны на требованиях к предъявляемому значению потерь электрического тока, напряжения или выходной мощности в данной системе. Потери могут быть выражены в значениях падения напряжения U или снижения мощности I^2R . Обе эти величины потерь, выраженные в отношении к первоначальным значениям, идентично характеризуют контактную систему. Поэтому потери выходной мощности батарей удобно выражать в процентах от исходного значения мощности, поскольку в количественном отношении они приблизительно пропорциональны потерям мощности отдельных элементов.

После того как материал межэлементных соединений выбран, исходя из термомеханических требований, и определена их форма, на поверхность этого материала следует нанести высокопроводящее покрытие, сообщающее межэлементному соединению требуемые электрические свойства. Если в качестве основного материала межэлементного соединения взят сплав с низким коэффициентом расширения (например, ковар, инвар и др.), то его электрические свойства можно не принимать во внимание, учитывая только электропроводность и толщину покрытия из высокопроводящих материалов (меди, серебра и др.).

Влияние, оказываемое покрытием из припоя на электропроводность межэлементного соединения, надо рассмат-

ривать с учетом того, что длительное термоциклирование может нарушить гладкое (паяное) покрытие и вызвать возрастание его электрического сопротивления.

Определение размеров контактов. Полное электрическое сопротивление R между двумя последовательно соединенными солнечными элементами

$$R = \rho L / AN,$$

где ρ — удельное сопротивление; L — расстояние между двумя местами пайки (длина пути протекания тока); A —

площадь поперечного сечения каждого межэлементного соединения; N — число межэлементных соединений, приходящихся на один солнечный элемент. При разработке элементов используется также понятие максимальное падение напряжения U :

$$U = IR = I\rho L / AN,$$

где I — номинальное значение выходного тока. Выразив A через ширину w и толщину d используемого межэлементного соединения прямоугольного сечения, получим:

$$U = \rho I L / Nwd.$$

На рис. 3.11 приведена зависимость U от ширины медных межэлементных соединений, которые удобно использовать для оценки электрических потерь в солнечных модулях, выпускаемых промышленностью.

Использовались проводники толщиной $d = 20$ мкм и длиной $L = 10$ мм. Для определения потерь U в соединениях, изготовленных из других проводящих материалов, U умножают на отношение удельного сопротивления ρ материалов к удельному сопротивлению меди $\rho = 1,724 \times 10^{-6}$ Ом·см.

Определение толщины покрытия межэлементных электрических соединений. Проводник длиной L , удельным сопротивлением ρ_0 , прямоугольного сечения, шириной w и толщиной d обладает сопротивлением

$$R = \rho_0 L / wd.$$

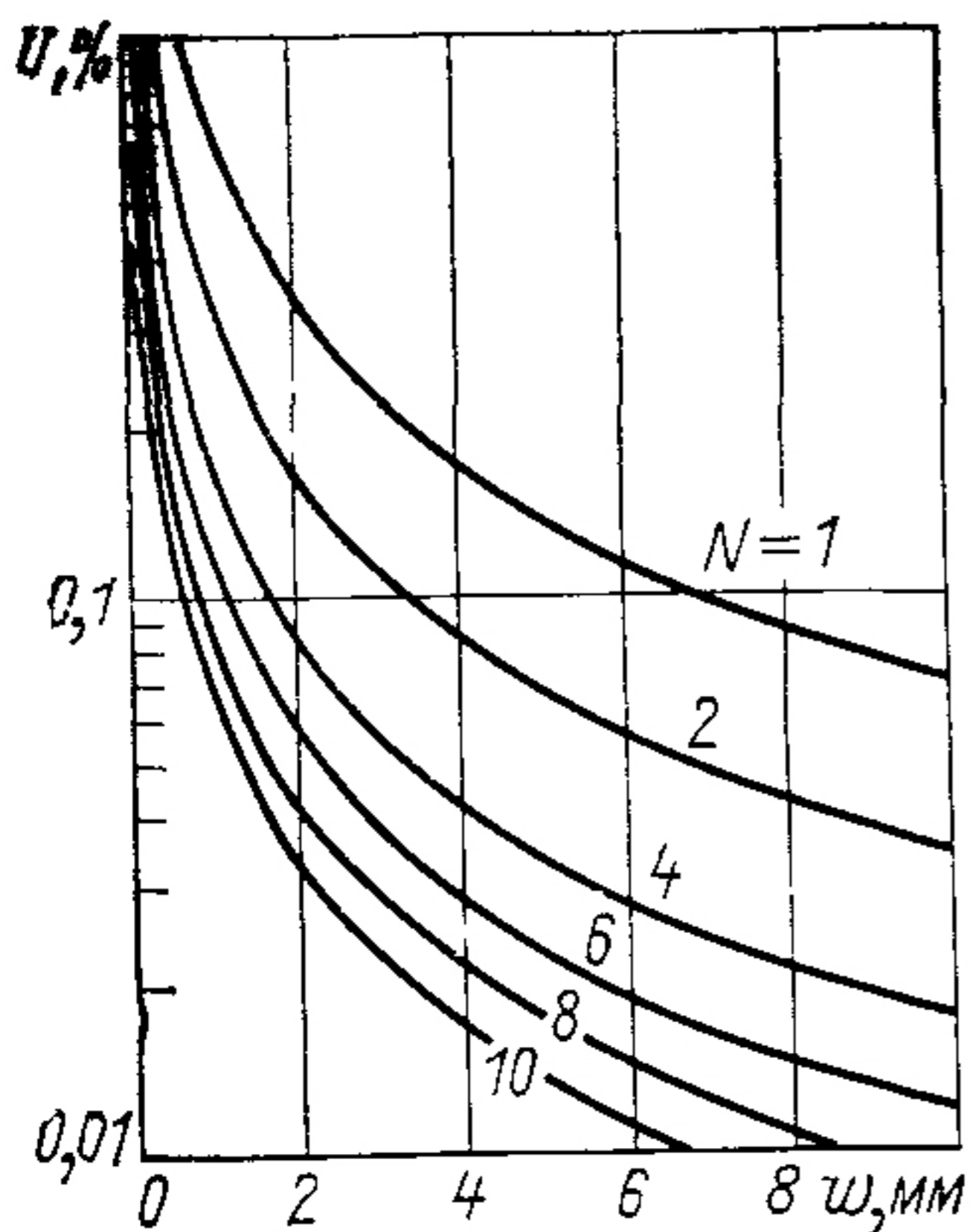


Рис. 3.11. Зависимость потерь мощности или напряжения ($U, \%$) солнечного элемента с медным межэлементным соединением, состоящим из N проводников, от ширины отдельного проводника

Проводящее покрытие, нанесенное на такой проводник и имеющее удельное сопротивление $\rho_{\text{п}}$ при толщине покрытия $d_{\text{п}}$, имеет сопротивление

$$R_{\text{п}} = \rho_{\text{п}} L / 2d_{\text{п}} (\omega + d + 2d_{\text{п}}).$$

Сопротивление комбинированного проводящего покрытия равно:

$$R = \rho_0 \rho_{\text{п}} L / [\rho_{\text{п}} \omega d + 2d_{\text{п}} \rho_0 (\omega + d + 2d_{\text{п}})].$$

Для высокоомных сплавов с низким коэффициентом расширения, например, для ковара и инвара, $R \gg R_{\text{п}}$, поэтому сопротивление проводящего покрытия можно принять равным $R = R_{\text{п}}$. Дальнейшее упрощение можно получить, если толщина покрытия намного меньше толщины базового полупроводникового слоя солнечных элементов ($d \gg d_{\text{п}}$), тогда

$$R = \rho_{\text{п}} L / 2d_{\text{п}} (\omega + d)$$

и для нескольких элементов, соединенных друг с другом, падение напряжения определяется соотношением

$$U = \rho_{\text{п}} I L / N \omega d',$$

где $d' = 2(d_{\text{п}} + d_{\text{п}} d / \omega) N$ — число проводящих каналов. На практике $(d_{\text{п}} d / \omega) \gg d_{\text{п}}$, так что $d' \approx 2d_{\text{п}}$ и

$$U = \rho_{\text{п}} I L / N \omega (2d_{\text{п}}).$$

Для $d' = 25$ мкм (см. рис. 3.11) можно определить при данном U ширину ω и, наоборот, при известных ω и U выбрать толщину покрытия $d_{\text{п}}$.

3.9. СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ НАПРЯЖЕНИЙ

Разработка системы межэлементных соединений солнечных элементов включает выбор материалов, формы и расположения соединений, направленный на уменьшение напряжения до допустимых значений как в местах соединений контактов и элементов, так и при расширении специально оставляемых соединительных петель. Уровни допустимых напряжений изменяются в зависимости от особенностей каждого конкретного полета и конструкций солнечных батарей.

Существуют две причины появления таких напряжений:

1) различие в коэффициентах теплового расширения материалов, входящих в состав контакта;

2) воздействие внешних сил и моментов, возникающих во время изготовления солнечных элементов в заводских

условиях и в совокупности с изменениями размеров солнечных элементов и их электрических соединений при колебаниях температуры во время эксплуатации.

Суммарные напряжения в местах пайки и в межэлементных соединениях, вызываемые колебаниями температуры и внешними воздействиями, можно определить суммированием отдельных напряжений, возникающих в результате влияния различных механизмов, каждый из которых в отдельности рассмотрен ниже.

3.10. ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИЕ НАПРЯЖЕНИЯ В НЕДЕФОРМИРУЮЩИХСЯ (ЖЕСТКИХ) СОЕДИНЕНИЯХ

Примерами жестких соединений могут служить контактные металлические слои на поверхности кремниевых солнечных элементов, покрытия на поверхности межэлементных соединений солнечных элементов, паяные или сварные соединения контактов соседних элементов, клеящие слои на рабочей и темновой поверхностях солнечных элементов, имеющие место между покрытиями и элементами и между элементами и поверхностью панели, при этом жесткость соединения проявляется обычно при температурах ниже -100°C .

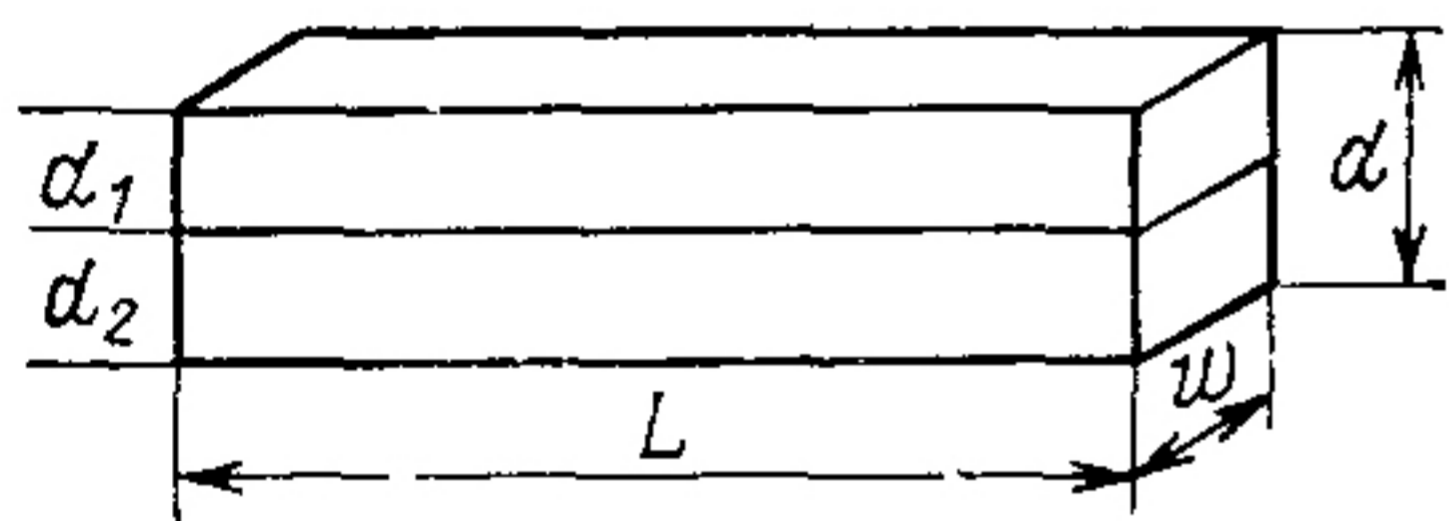


Рис. 3.12 Двухслойная модель (жесткая связь)

Для примера исследуем напряжения, возникающие в жестких соединениях. Рассмотрим две длинные полосы из различных материалов, соединенные между собой сплошным контактом (рис. 3.12). Каждый из материалов характеризуется своим собственным модулем упругости, линейным коэффициентом теплового расширения α , коэффициентом Пуассона ν , толщиной d . Изменение температуры на ΔT относительно равновесного значения $T_0 - \Delta T = T - T_0$ приведет к расширению или сжатию материалов двух полос в различной степени. Однако в связи с тем, что полосы жестко соединены между собой, изменения длины (или деформация) каждого из материалов на прилегающих поверхностях должны быть одинаковыми. Если длина полос больше их толщины, то можно предположить, что напряжения равномерно распределены по толщине полос, за исключением краевых областей. Если же полосы являются еще и узкими (по сравнению с длиной и толщиной), то напряжения поперек полосы (по ширине) могут быть не-

значительными. Если, кроме того, полосы закреплены так, что изгиб их невозможен (полосы остаются все время плоскими), то деформация полос определяется следующим соотношением:

$$\varepsilon_1 = \alpha_1 \Delta T + \sigma_1 / E_1 = \alpha_2 \Delta T + \sigma_2 / E_2 = \varepsilon_2. \quad (3.1)$$

Индексы 1 и 2 относятся к разным материалам. Поскольку вдоль оси полос нагрузка не приложена, легко записать уравнение равновесного состояния:

$$\sigma_1 d_1 + \sigma_2 d_2 = 0 \text{ или } \sigma_2 = -\sigma_1 d_1 / d_2. \quad (3.2)$$

Подставляя σ из соотношения (3.2) в уравнение (3.1), получаем

$$\sigma_1 = E_1 \Delta \alpha \Delta T / (1 + mn); \quad \sigma_2 = E_2 \Delta \alpha \Delta T / \left(1 + \frac{1}{mn}\right), \quad (3.3)$$

где $\Delta \alpha = |\alpha_1 - \alpha_2|$; $m = d_1 / d_2$; $n = E_1 / E_2$. В каждом из соотношений (3.3) числитель позволяет определить напряжение в одном из двух соединенных элементов при условии, что другой элемент жестко закреплен, в то время как знаменатель показывает, насколько уменьшаются напряжения из-за упругости второго элемента.

Для нескольких слоев, жестко скрепленных вместе, напряжение в i -м слое можно определить следующим соотношением:

$$\sigma_i = E_i (\bar{\varepsilon} - \alpha_i \Delta T), \quad (3.4)$$

где $\bar{\varepsilon} = \Sigma d_i E_i \alpha_i \Delta T / \Sigma d_i E_i$ — продольная деформация.

В общем случае для солнечных батарей, в которых соединенные друг с другом слои представляют собой не узкие полосы, а широкие плоские пластины, напряжения во всех направлениях (в пределах плоскости) во всех слоях равны. Поэтому E_i в приведенных выше выражениях следует заменить эффективными значениями $E_i' = E_i / (1 - \nu)$ с помощью коэффициента Пуассона. Таким образом, для соединенных двумерных слоев термические напряжения могут быть значительно выше, чем для одномерных. Во многих случаях геометрическая дискретность может привести к так называемому эффекту возрастания напряжений, в результате чего могут сильно увеличиться напряжения в отдельных областях.

Когда допускается изгиб слоев, напряжения линейно изменяются по толщине, начиная от внешнего края каждого слоя. Максимального значения напряжения достигают на поверхности между слоями (рис. 3.13), вызывая

искривление полос по радиусу или кривизне $1/\rho$:

$$\frac{1}{\rho} = \frac{-6\Delta\alpha\Delta T(1+m)^2}{(d_1+d_2)[3(1+m)^2+(1+mn)(m^2+1/mn)];} \quad (3.5a)$$

$$(\sigma_1)_{\text{макс}} = \frac{2}{\rho} \left[\frac{E_1d_1 + E_2d_2}{d_1(d_1+d_2)} + \frac{d_1E_1}{4} \right]. \quad (3.5b)$$

В особых случаях, когда две полосы имеют одинаковые модули упругости и одинаковую толщину ($m=n=1$), максимальные напряжения в двух полосах имеют значения, которые возникли бы в них при отсутствии соединения между ними, т. е. их можно найти из соотношения (3.3). Если, как это имеет место в случае покрытия, нанесенного на элемент путем пайки, первый слой намного тоньше второго слоя ($m \ll 1$), то соотношение (3.5a) можно упростить, если пренебречь m^2 :

$$\sigma_1 = E_1\Delta\alpha\Delta T / (1+4mn). \quad (3.6)$$

Сравнивая выражения (3.6) и (3.3), видим, что если учитывать эффект искривления, то уменьшение напряжения в первом слое, вызванное гибкостью второго слоя, увеличивается примерно в 4 раза.

До сих пор речь шла о напряжениях, которые возникали в области между полосами и вдали от их краев. Однако очевидно, что вблизи края должны существовать дополнительные напряжения, так как там граничные условия приводят к отсутствию аксиальных напряжений. Краевая проблема была исследована аналитически [11] и численным методом конечных разностей [12]. Найдено, что напряжения, определяемые соотношениями (3.5), сохраняются почти неизменными на расстояниях (от края полосы), приблизительно равных толщине полосы $d=d_1+d_2$. Вблизи от края возникают нормальные напряжения, вызванные деформацией сдвига, которые возрастают по мере приближения к краю полосы. Напряжение сдвига уравновешивает аксиальную силу (рис. 3.13), поэтому суммарное напряжение сдвига равно аксиальной силе в каждой части края пластины и не зависит по существу от m и n . Нормальная составляющая напряжения уравновешивает изгибающие моменты. Следует указать, что нормальная составляющая очень чувствительна к отношениям толщины и жесткостей слоев, т. е. к отношениям m и n . В частном случае, когда $m=1$, нормальная сила равна нулю. На рис. 3.14 и 3.15 показаны типичные закономерности изменения сдвига поверхности раздела и нормальной силы

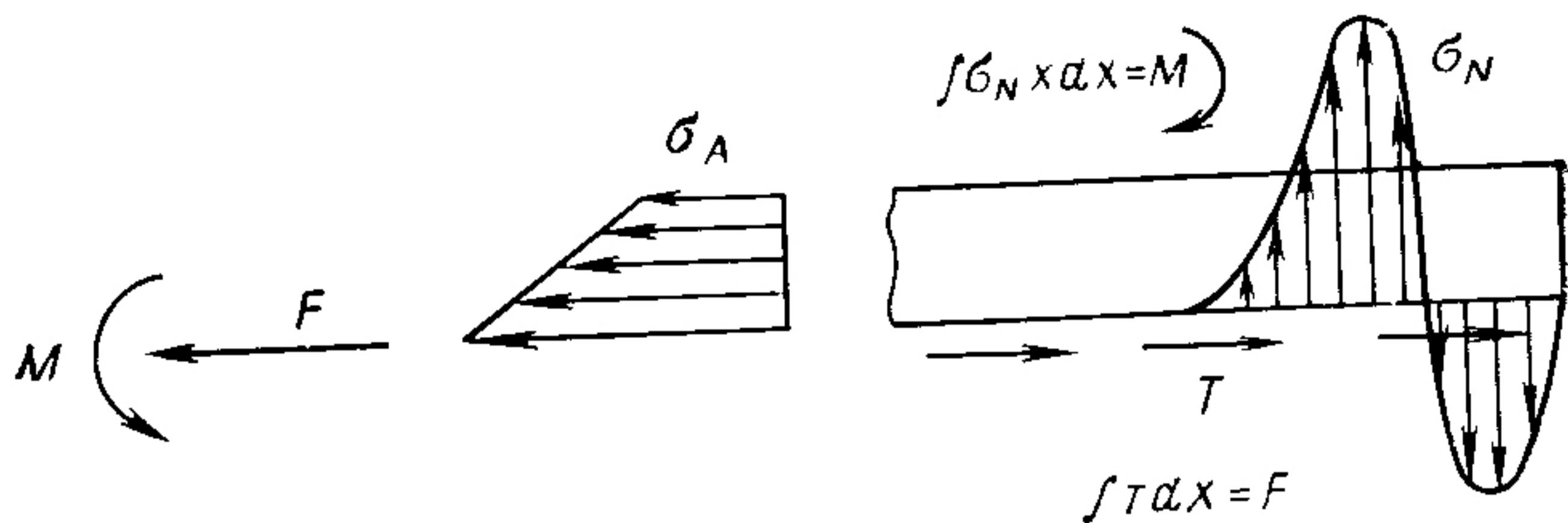


Рис. 3.13. Эпюры и соотношения между внешними силовыми и моментными нагрузками и внутренними нормальными и касательными напряжениями

вблизи края соединения, а на рис. 3.16 — изменение аксиального напряжения вдоль толщины слоя с изменением расстояния от края. Член уравнения, связанный с толщиной слоя, показывает, что изменение аксиального напряжения по толщине нелинейно, причем аксиальное напряжение максимально вблизи края контактирующих полос.

Таким образом, максимальные напряжения в соединении наблюдаются вблизи края. Если материал пластичен и нагрузочных циклов немного, то такие локальные всплески напряжений не представляют опасности для соединения, поскольку напряжения в материале будут легко сниматься. Разрушение материала наступит, когда напряжения превысят предел способности материала сопротивляться разрушению при деформации. Однако для хрупких материалов, таких, как кремний, эти высокие напряжения могут вызывать разрушения, приводящие к отрыву маленьких кусочков кремния. Если хрупкое разрушение происходит вблизи края, то оно будет передавать нагрузку без изменения на соседнюю, пока не разрушенную часть материала, и таким образом произойдет распространение области излома до полного разрушения пластин или полос. Если нагрузка прикладывается многократно, то разрушение может наступить в результате усталости материала при меньших значениях напряжения, чем при первом приложении нагрузки. Этот эффект будет обсуждаться ниже.

Если длина соединенных полос меньше, чем двойная общая толщина d (например, случай присоединения полос межэлементных соединений к кремниевому элементу), то осевая нагрузка в слоях не достигает того значения, которое возникает в более длинных полосах, из-за того, что краевой эффект сказывается сильнее [11]. Однако в этом

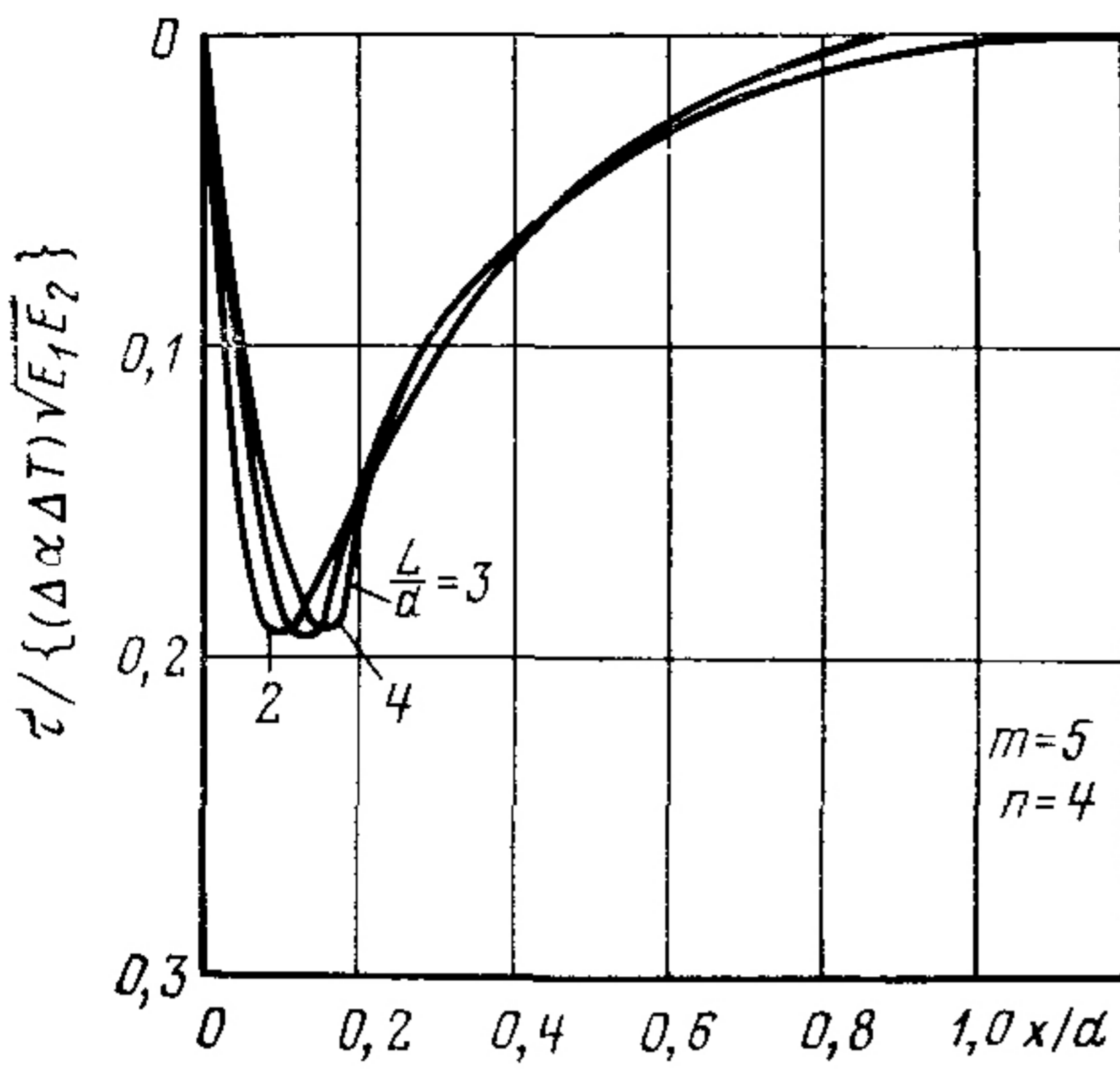


Рис. 3.14.

Рис. 3.14. Влияние изменения отношения длины к толщине на касательные напряжения τ в соединении

Рис. 3.15. Влияние изменения отношения длины к толщине на нормальные напряжения в соединении

Рис. 3.16. Зависимость относительных осевых напряжений от расстояния до поверхности слоя (расстояние от края слоев указано около кривых)

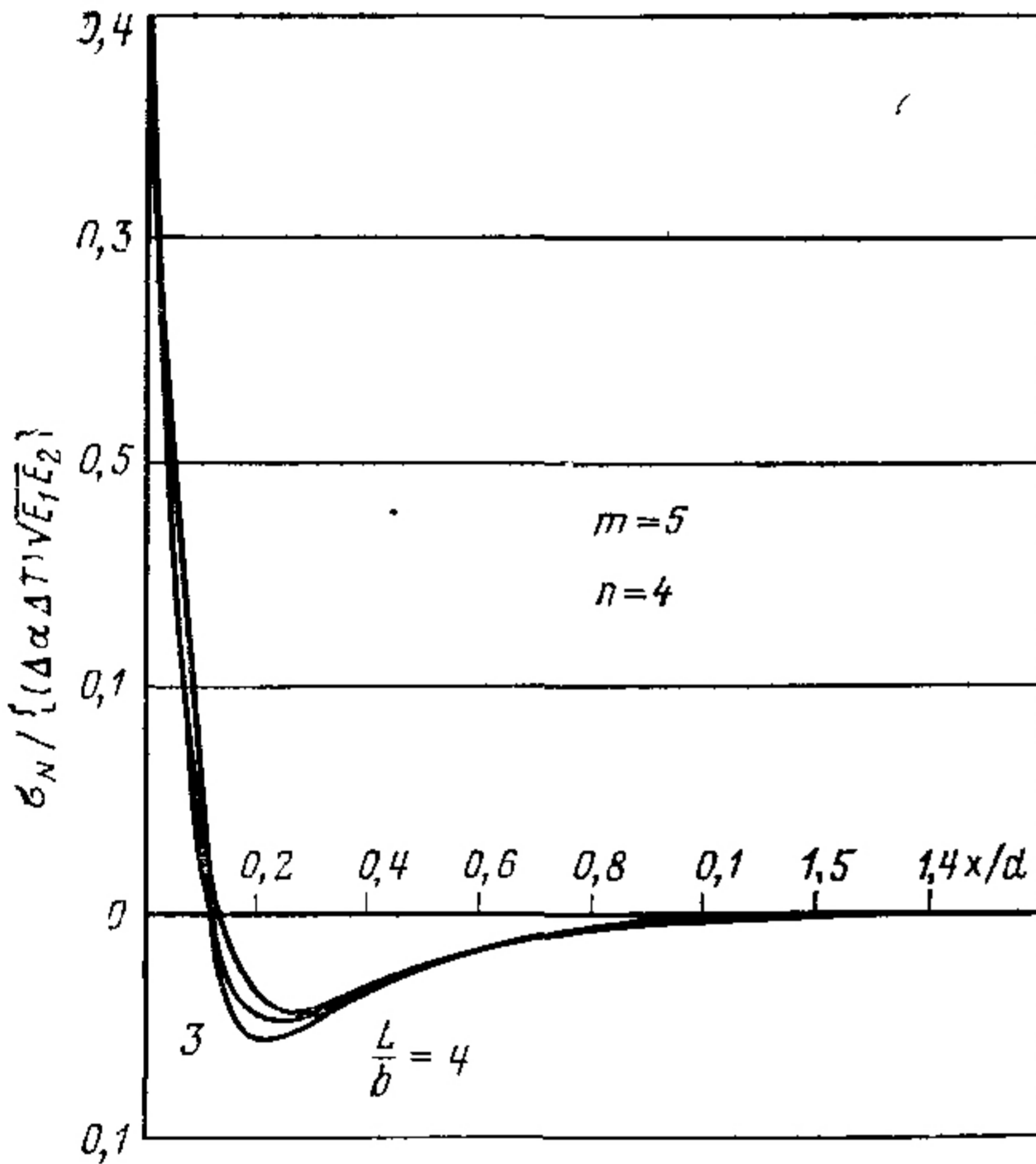


Рис. 3.15.

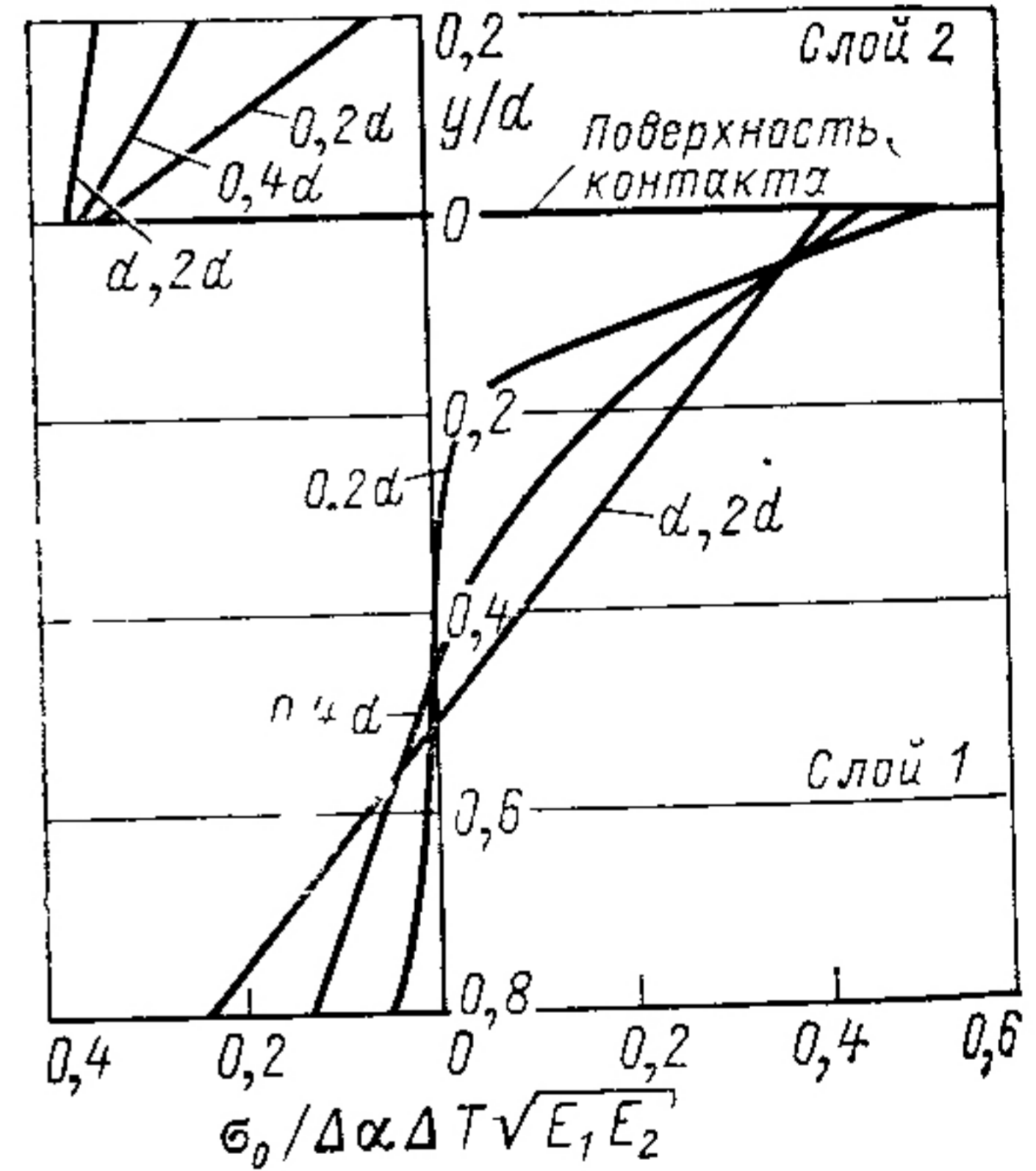


Рис. 3.16.

случае напряжение в поперечном сечении распределено нелинейно (рис. 3.16), поэтому максимальное напряжение в более толстом из контактирующих слоев может оказаться выше напряжения, рассчитанного по формуле (3.15). Это действительно было замечено в экспериментах, в которых обнаружилось, что трещины в кремнии возникали в тех местах, для которых расчетные значения напряжений были меньше, чем прочность кремния [13]. Чтобы определить фактор усиления напряжений при этих условиях, пользовались экспериментальными результатами.

Рис. 3.17. Температурные напряжения в слое припоя, нанесенном на кремниевую пластину:

1 — предел упругости припоя; 2 — предел текучести припоя при сжатии; 3 — предел текучести припоя при растяжении

Пример. Чтобы получить некоторые численные представления об обычных напряжениях, возьмем кремниевый элемент толщиной 0,35 мм со слоем припоя толщиной 25 мкм, свободный от внутренних напряжений, при температуре 20 °С. Затем подвергнем его воздействию различных температур. В действительности же припой наносят при температурах более высоких, чем 20 °С, и, следовательно, он должен быть источником некоторых напряжений, однако в данном случае пренебрежем этим обстоятельством. Преобразуем выражение (3.6) для двухосного состояния и используем индекс S_0 для припоя и S_i для кремния, тогда получим:

$$\sigma_{S_0} = \frac{E_{S_0} (\alpha_{S_0} - \alpha_{S_i}) (T - 20)}{(1 - \nu_{S_0}) \left[1 + 4 \frac{(1 - \nu_{S_i}) E_{S_0} d_{S_0}}{(1 - \nu_{S_0}) E_{S_i} d_{S_i}} \right]} \quad (3.7)$$

Воспользуемся характеристиками припоя (62 % Pb, 36 % Sn и 2 % Ag) и кремния и получим расчетные значения напряжений в слое припоя. На рис. 3.17 эти данные приведены вместе со значениями предела текучести припоя. Так как напряжения во всех направлениях в пределах плоскости слоя припоя одинаковы, а нормальные к поверхности напряжения и напряжения сдвига равны нулю, т. е. $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_s$, $\sigma_3 = 0$, то эффективное напряжение $\bar{\sigma} = \sigma_s$. Итак, припой теряет пластичность, когда σ_s превысит σ_y . На рис. 3.17 видно, что припой становится хрупким, если его охладить до температуры ниже -45 °С или нагреть до температуры выше 50 °С.

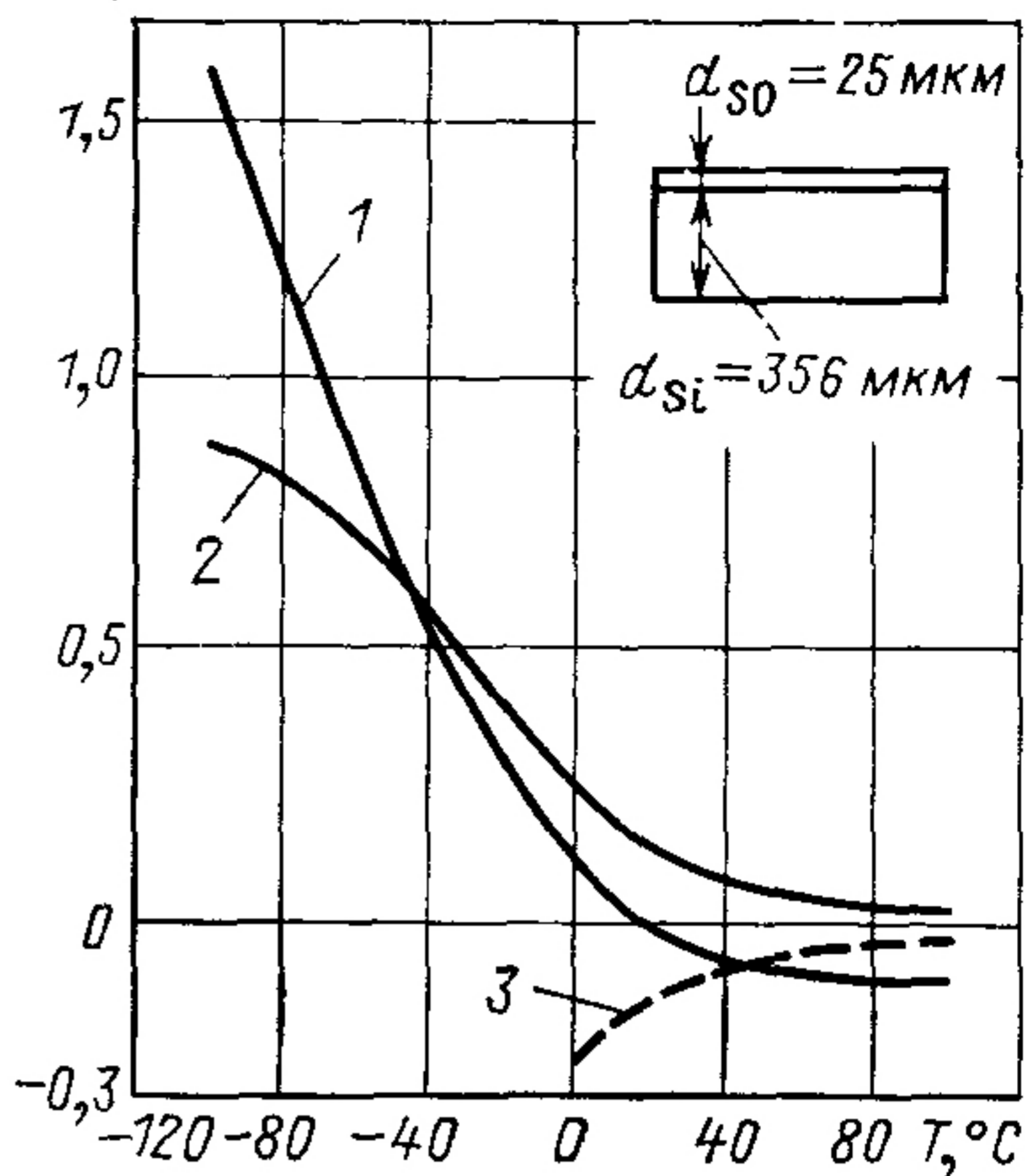
После того как напряжения в припое достигают предела текучести, выражение (3.7) необходимо преобразовать с учетом уменьшения модуля пластичности. Это можно сделать с помощью кривой изменения напряжений в области пластической деформации, однако кроме этого необходимо знать эффективную пластическую деформацию $\bar{\epsilon}$. Деформация во всех направлениях в плоскости припоя равна ϵ_a , а нормальная к поверхности деформация равна ϵ_n :

$$\epsilon_n = 2\nu\epsilon_a / (1 - \nu); \quad (3.8a)$$

$$\epsilon_1 = \epsilon_2 = \epsilon_a; \quad \epsilon_3 = -2\nu\epsilon_a / (1 - \nu); \quad (3.8б)$$

$$\bar{\epsilon} = \epsilon_a / (1 - \nu). \quad (3.8в)$$

$\sigma_{пр}, 10^4 \text{ Н/см}^2$



При больших пластических деформациях в приведенных выше выражениях $\nu \rightarrow 0,5$. Таким образом, эффективная деформация $\bar{\epsilon}$ приблизительно в 2 раза превышает деформацию ϵ_a в плоскости припоя. С уменьшением модуля упругости припоя деформация быстрее достигает той величины $\Delta\alpha\Delta T$, которая должна была бы возникнуть, если бы кремний был совершенно лишен пластичности.

3.11. НАПРЯЖЕНИЯ В СОЕДИНЕНИЯХ, ВЫЗЫВАЕМЫЕ ВНЕШНИМИ СИЛАМИ

Изменение ширины промежутка между элементами, связанное с изменением температуры, вызывает деформацию свободно расширяющейся петли, которую оставляют специально при соединении секций элементов в группы и

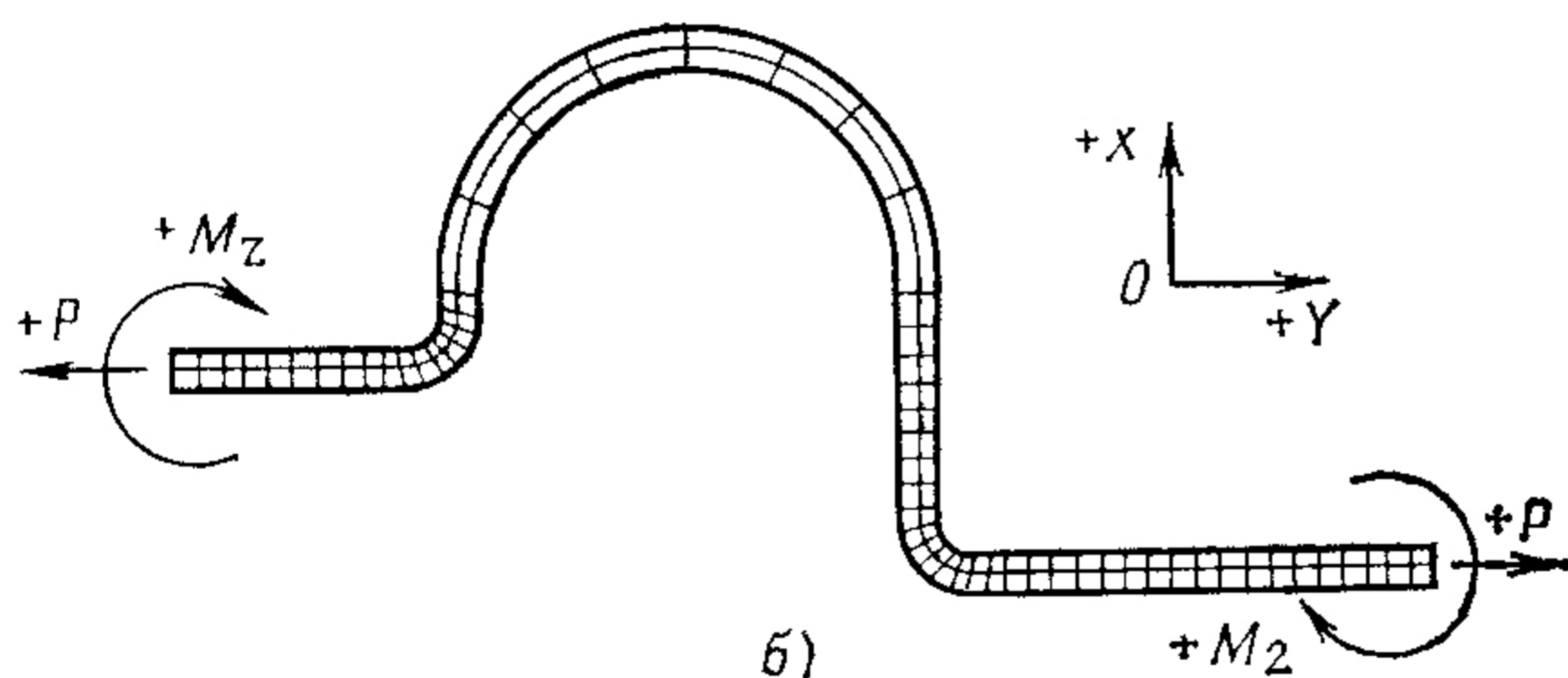
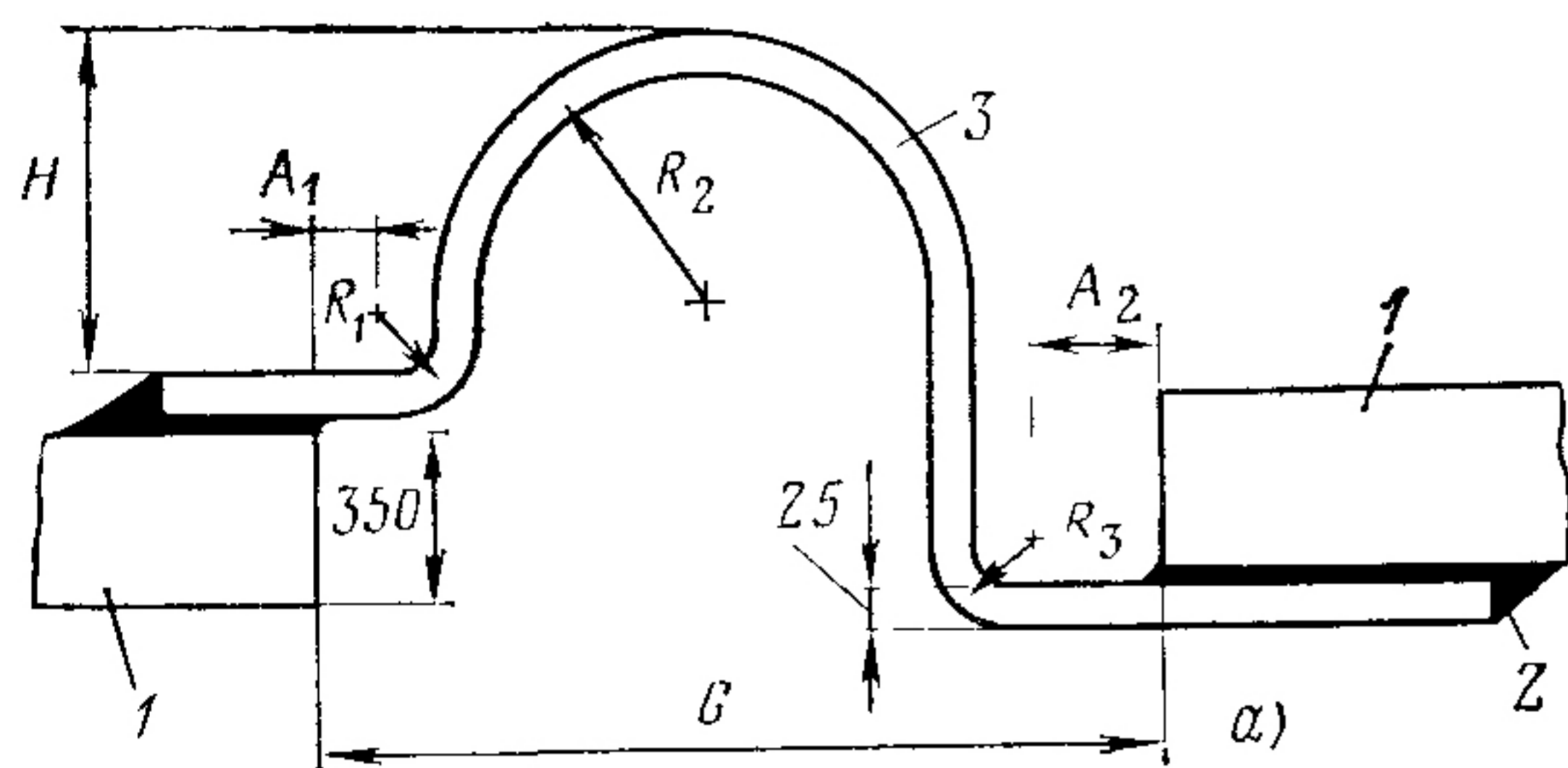


Рис. 3.18. Петля межэлементного соединения, полученного пайкой (а), и схема приложения внешних сил и моментов (б): 1 — элемент; 2 — припой, 3 — соединительная петля

модули. Такая деформация, в свою очередь, приводит к возникновению трех различных сил, действие которых передается паяным или сварным соединениям: силы деформации сдвига, приводящей как бы к соскальзыванию области сцепления контакта вдоль поверхности солнечного элемента; момента силы, направленной на отрыв межэлементного соединения от солнечного элемента; момента кручения, направленного на скручивание межэлементного соединения и отрыв от места соединения с солнечным элементом. На рис. 3.18,а приведена схема напряжений, действующих на свободную петлю, которая соединяет два

солнечных элемента, находящихся в одной плоскости. На рис. 3.18,б показана диаграмма действия сил на петлю при условном удалении петли от обоих элементов (P — сила деформации сдвига; M — момент кручения).

Распределение напряжений, вызванных в местах пайки или сварки внешними силами и моментами сил, подобны распределению напряжений сдвига, причиной появления которых было тепловое сжатие межэлементного соединения. Для принятого соотношения толщин максимальное напряжение сдвига под действием изгибающего момента возникает на конце нагруженного межэлементного соединения, в то время как максимальное касательное напряжение сдвига, вызванное осевой нагрузкой, возникает на противоположном конце. В действительности же этот пик напряжений будет уменьшен в результате постепенного утончения слоя припоя к краю. Асимметрия распределения касательного напряжения и различие знаков приложенных осевых нагрузок и моментов оказывают влияние на распределение напряжений. Из диаграммы распределения нагрузок (рис. 3.19) видно, что изгибающий момент складывается с действием касательного напряжения на нагруженном конце межэлементного соединения, а осевая нагрузка вычитается. При противоположно направленных нагрузках имеет место обратный эффект, так как напряжения, вызванные изменением температуры, и приложенные нагрузки зависят от температуры, а направление их действия не изменяется в течение термоцикла и зависит только от конфигурации межэлементного соединения. Исходные величины и направление (знак) действия нагрузок зависят от конфигурации межэлементного соединения, выбора материалов для этого соединения и клеящего слоя

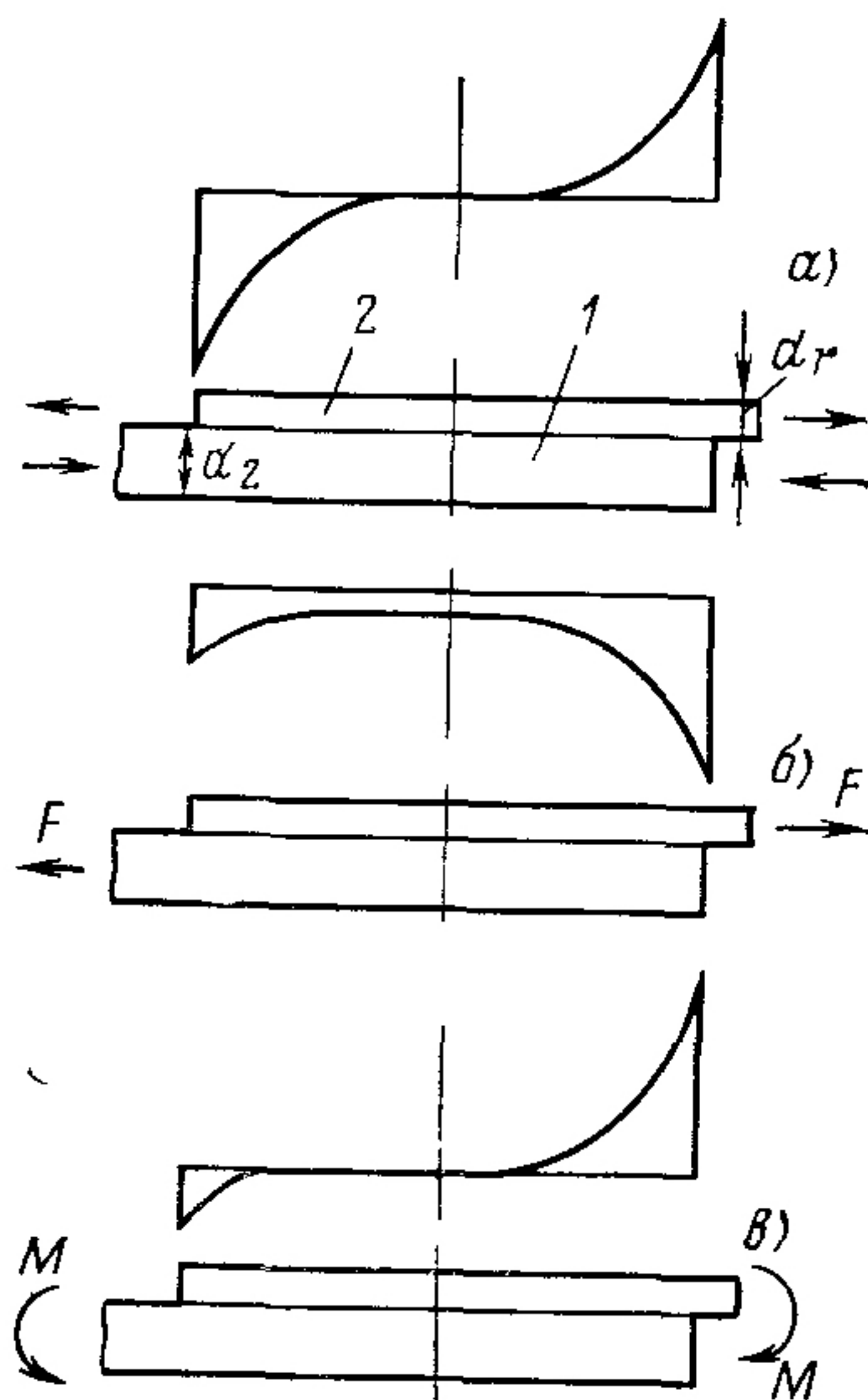


Рис. 3.19. Эпюры касательных напряжений в плоскости контакта слоев межэлементного соединения и солнечного элемента ($m=d_1/d_2 \ll 1$) при температурной нагрузке (а), осевой (б) и изгибающем моменте (в): 1 — элемент; 2 — межэлементное соединение

между элементами и панелью, а также от ширины промежутка между элементами.

Напряжения, возникающие при испытаниях на разрыв и растяжение. Прочность соединений (прочность связи или соединительная прочность) между межэлементными соединениями и контактными слоями самих солнечных элементов оценивается при испытаниях на растяжение и разрыв. Напряжения и виды разрушений, возникающие при испытаниях, в большой степени зависят от жесткости межэлементного соединения и метода испытаний, в частности от угла, под которым приложена растягивающая сила. Возникающие напряжения иногда соответствуют (а могут и не соответствовать) реальной нагрузке на эти соединения или их отклику на нагрузку. При испытаниях возникают растягивающие напряжения в межэлементных соединениях, местах пайки или сварки, в контактных слоях и на поверхности кремния, а также касательные разрывающие напряжения в местах пайки и сварки и в контактных слоях солнечных элементов.

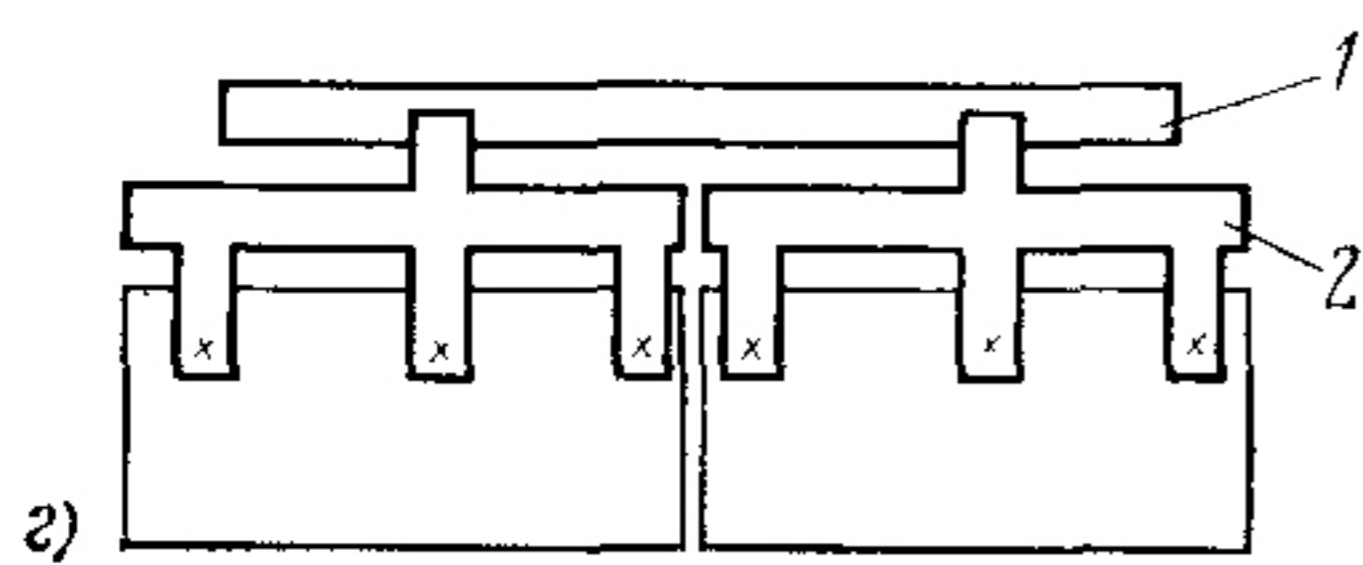
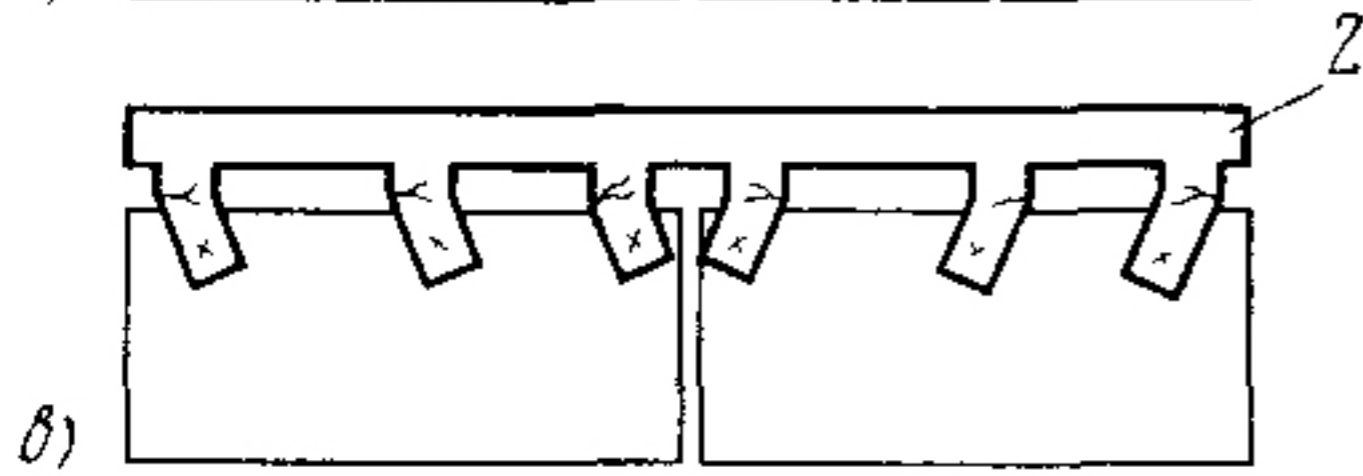
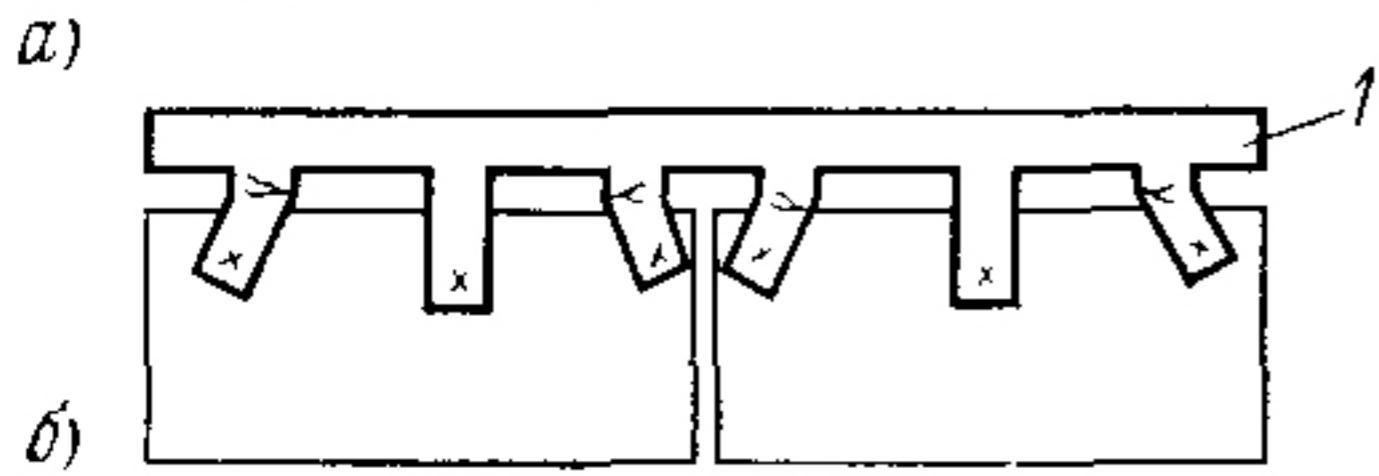
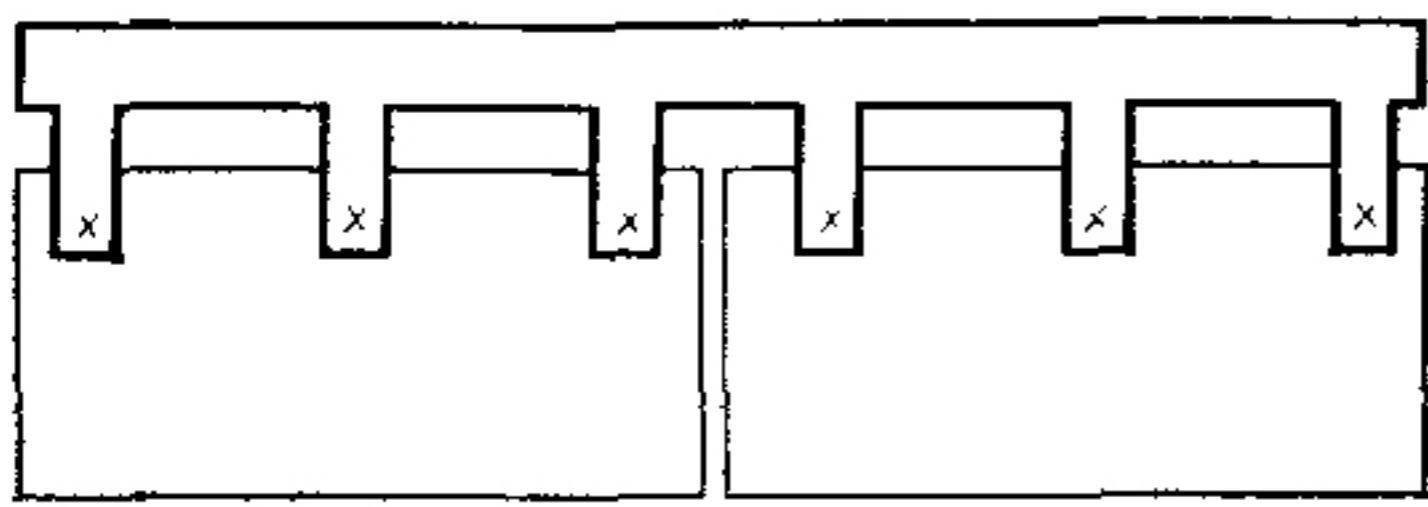


Рис. 3 20. Влияние выбора материала шины в соединении на вид изгибающих моментов: при комнатной температуре (изгибающие моменты отсутствуют) (а), при низких температурах в монометаллическом соединении (возникают изгибающие моменты) (б и в), в биметаллическом соединении (изгибающие моменты отсутствуют) (г): 1 — шина из меди; 2 — шина из кобальта

Напряжения, вызванные кручением (вращающие силы). Для примера рассмотрим два солнечных элемента, которые соединены параллельно с помощью контактной шины (рис. 3.20). Предположим, что при комнатной температуре сборка элементов и контактных ячеек свободна от напряжений (рис. 3.20,а). Выдержка сборки при низкой температуре заставит сжаться все ее детали, причем каждая деталь сожмется на разную величину. Контактная шина, изготовленная из меди, будет сжиматься приблизительно так же, как и материал панели из алюминия, но значительно сильнее, чем кремниевый солнечный элемент (рис. 3.20,б). Если небольшие фигурные выступы, идущие от контакт-

ной шины к элементу (см. рис. 3.20), относительно короткие и жесткие, то возникновение сил вращения в местах паяных или сварных соединений и поворот выступов на некоторый угол неизбежны. Использование для изготовления шин материалов с небольшим коэффициентом теплового расширения, таких, как ковар, также приводит к возникновению вращающих сил, но несколько иным образом (рис. 3.20,в). Конструктивное решение, позволяющее избежать проявления действия вращающих сил, заключается в использовании биметаллической контактной шины (рис. 3.20,г). В идеальном случае часть контактной шины, которая присоединена к солнечному элементу, должна иметь одинаковый с элементом коэффициент теплового расширения, в то время как другая часть должна иметь коэффициент расширения, одинаковый с тем, который имеет материал несущей панели. В реальных конструкциях для изготовления контактных шин используют комбинации из ковара или инвара с медью, которые очень удачно сочетаются с алюминиевыми панелями. Именно такие биметаллические или двухкомпонентные контактные шины применяются на практике [2] (см. § 3.6).

3.12. ЭФФЕКТЫ, СВЯЗАННЫЕ С ИЗМЕНЕНИЕМ ШИРИНЫ МЕЖЭЛЕМЕНТНОГО ПРОМЕЖУТКА

Рассмотрим схему (рис. 3.21) сечения сборки из двух элементов, установленных на одной панели (без межэлементных соединений). На рис. 3.21,а показана батарея в равновесном и свободном от напряжений состоянии, которое соответствует температуре T . Расстояние между центрами элементов D_0 , длина каждого элемента L_0 , начальное значение ширины межэлементного промежутка ω_0 и расстояние между центром сборки и внешним краем элемента I_0 . Из рисунка находим, что

$$\omega_0 = D_0 - L_0; \quad (3.9)$$

$$I_0 = L_0 + \omega_0/2. \quad (3.10)$$

Допустим далее, что температура сборки понизилась до T_L и установилось некоторое новое равновесное состояние. Сборка может теперь оказаться либо в состоянии, свободном от напряжения (случай 1), либо в напряженном состоянии (случай 2) в зависимости от того, насколько жестким является слой клея между кремниевым элементом и панелью.

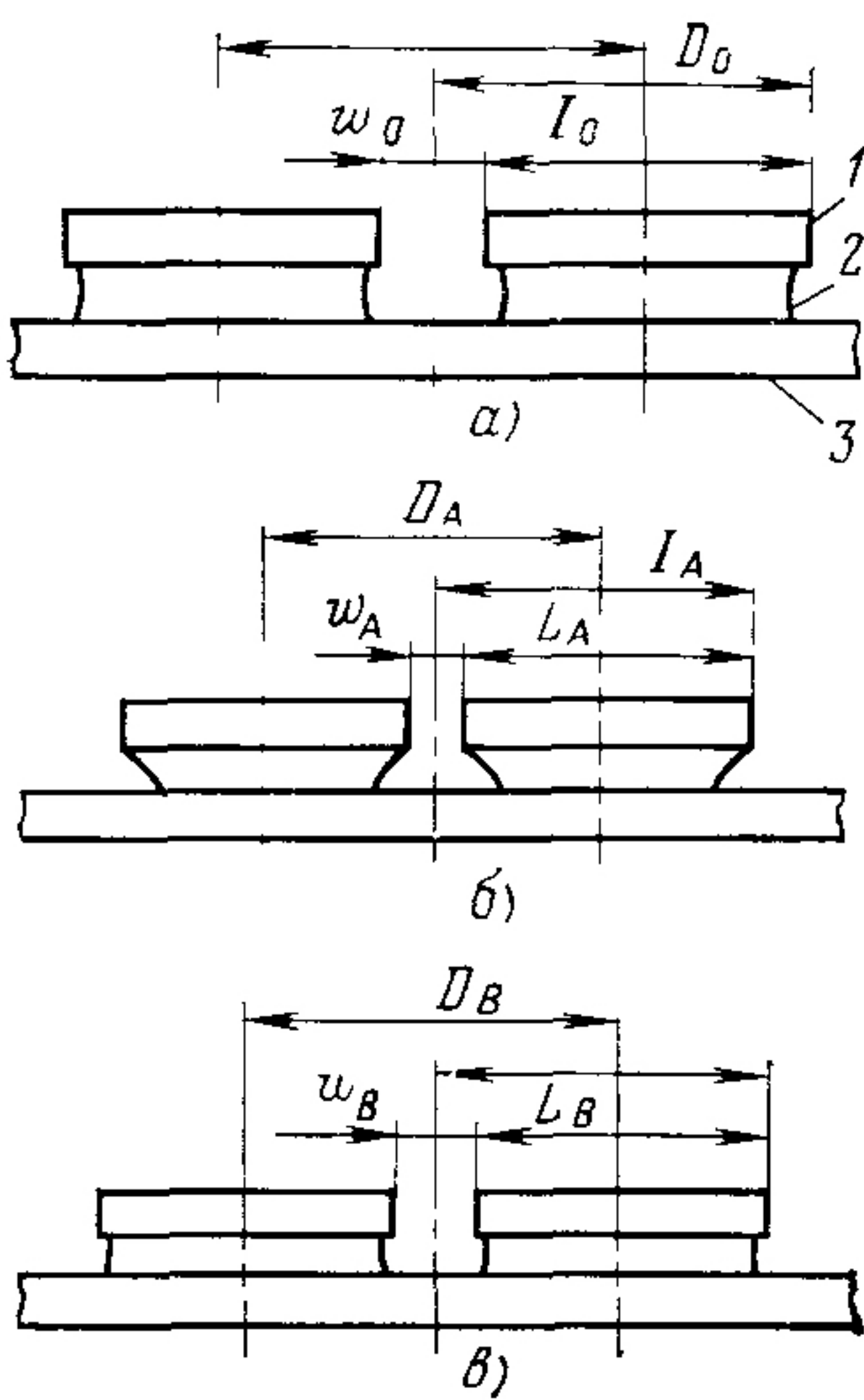


Рис. 3.21. Различные виды изменения взаимного расположения элементов, вызванные температурными деформациями:

1 — солнечный элемент; 2 — клеящий слой; 3 — панель

$$w_1 = D_1 - L_1 = w_0 + w_0 \alpha_s \Delta T + L_0 (\alpha_s - \alpha_c) \Delta T. \quad (3.13)$$

Поскольку на практике обычно $w_0 \ll L_0$, то (3.13) можно записать короче:

$$w_1 = w_0 + L_0 (\alpha_s - \alpha_c) \Delta T. \quad (3.14)$$

Изменение ширины промежутка можно представить в виде

$$\Delta w_1 = w_1 - w_0 = L_0 (\alpha_s - \alpha_c) \Delta T. \quad (3.15)$$

Расстояние I_0 изменяется согласно соотношению

$$I_1 = I_0 + I_0 \alpha_s \Delta T. \quad (3.16)$$

Для ΔI_1 имеем

$$\Delta I_1 = I_1 - I_0 = I_0 \alpha_s \Delta T. \quad (3.17)$$

Соотношение (3.15) подтверждает первоначальные предположения о том, что изменение ширины промежутка между элементами от w_0 до w_1 пропорционально длине элемента L_0 , разности коэффициентов расширения и уменьшению (или возрастанию) температуры ΔT . Соотношение (3.17) показывает, что изменение расстояния ΔI_1 между краем элемента и центром сборки идентично изменению длины панели (расстоянию между центрами элементов): $\Delta D_1 = D_0 - D_1$.

Случай 1. В этом случае (рис. 3.21,б) слой клея, обладающий (гипотетически) нулевой жесткостью, испытывает одномерное сжатие со стороны солнечного элемента и подложки в соответствии с их коэффициентами теплового расширения из-за уменьшения температуры $\Delta T = T_L - T_0$ (здесь ΔT отрицательно); согласно приводимым ниже соотношениям, в которых α_c и α_s — линейные коэффициенты теплового расширения элемента и подложки, соответственно

$$L_1 = L_0 (1 + \alpha_c \Delta T); \quad (3.11)$$

$$D_1 = D_0 (1 + \alpha_s \Delta T). \quad (3.12)$$

Получим теперь соотношение для изменения ширины промежутка между элементами

На практике установлено, что клеящий слой обладает близкой к нулю жесткостью при температуре, немного превышающей -100°C , если он изготовлен из кремнийорганического каучука, полимеризующегося при комнатной температуре, а также в случае, когда клеевое соединение осуществляется лишь в отдельных местах, а не по всей склеиваемой поверхности, причем места приклеивания располагаются вблизи центральной линии элемента.

Случай 2. В этом случае (рис. 3.21,в) предполагается, что клеящий слой между солнечным элементом и панелью обладает бесконечно большой жесткостью по отношению к деформации сдвига, и поэтому элементы и панель в пределах той части своей поверхности, которая контактирует с клеем, расширяются или сжимаются одинаково (предполагается также, что модуль упругости клеящего слоя бесконечно мал). В условиях такого жесткого соединения при возникновении в солнечном элементе напряжения сжатия, а в панели (за пределами области сцепления) — напряжения растяжения последнее будет приводить к еще большему укорочению длины солнечного элемента, но сама панель при этом будет сжиматься меньше, чем в случае 1. Степень деформации элементов и панели зависит от отношения продольных составляющих жесткости солнечных элементов и панели. Продольная жесткость в приведенном примере равна произведению модулей упругости на площадь поперечного сечения (солнечного элемента или панели) в направлении, параллельном панели.

Влияние жесткости соединения между элементом и панелью в случае 2 на изменение ширины промежутка слабее, чем наблюдалось в случае 1:

$$\omega_2 < \omega_1; \Delta\omega_2 < \Delta\omega_1.$$

В практических случаях жесткость соединения между элементами и панелью увеличивается из-за применения некоторых типов эпоксидных клеев, использования тонких соединительных полос и при температурах ниже -120°C .

3.13. ДЕФОРМАЦИЯ СОЕДИНИТЕЛЬНЫХ ПЕТЕЛЬ

Для примера рассмотрим последовательное электрическое соединение двух солнечных элементов, соединенных между собой последовательно (рис. 3.22,а), и соответствующую диаграмму соединения (рис. 3.22,б). Из рисунка видно, что

$$A + L + R = D + B, \quad (3.18)$$

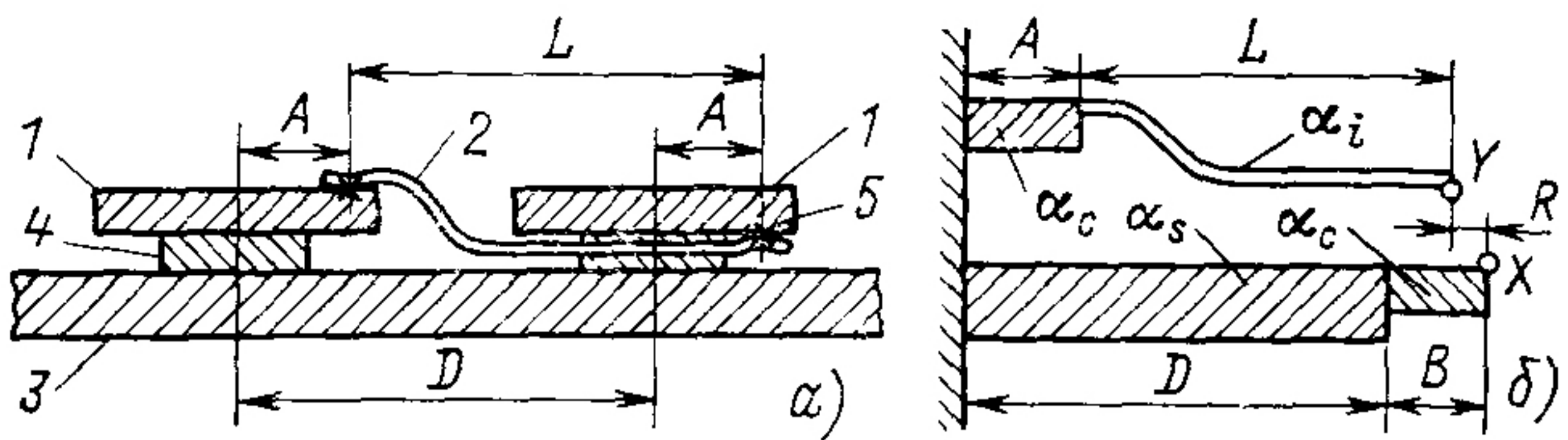


Рис. 3.22. Искомая деформация петли R относительно точки с координатами x и y , вызванная изменениями температуры:

1 — солнечный элемент α_c ; 2 — межэлементное соединение α_i ; 3 — панель α_s ; 4 — клеящий слой; 5 — место пайки.

т. е. сохраняется соотношение, где R — искомая деформация петли, вызванная ее расширением, причем точки X и Y фактически связаны друг с другом.

При изменении температуры на ΔT изменятся все расстояния (после умножения на соответствующие множители):

$$\Delta R = D\alpha_s\Delta T + (B-A)\alpha_c\Delta T - L\alpha_i\Delta T. \quad (3.19)$$

Здесь α_s — средний коэффициент линейного расширения, индексы s , c и i относятся к панели, солнечному элементу

и электрическому соединению соответственно. После перегруппировки членов уравнения получаем

$$\Delta R / \Delta T = D\alpha_s + (B - A)\alpha_c - L\alpha_i, \quad (3.20)$$

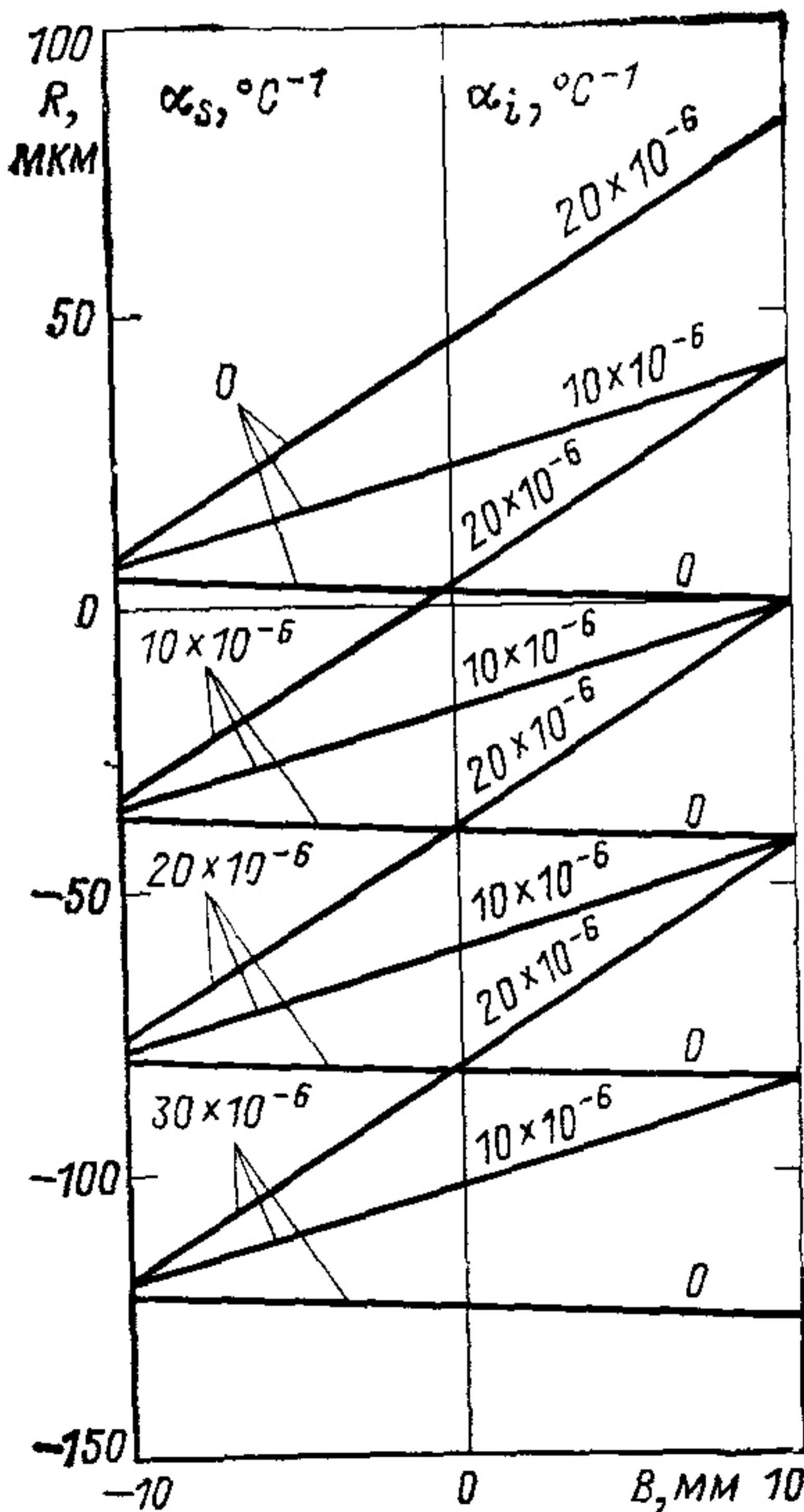


Рис. 3.23. Деформация петли R , вызванная различием линейных коэффициентов, от теплового расширения выбранных пар — панели α_s и электрического соединения α_i , — в зависимости от расстояния B между местом пайки или сварки электрического соединения и осью, проходящей через середину элемента, рассчитанная по (3.12) для $A=10$ мм, $D=21$ мм, $T=175$ °С

Это соотношение приведено на рис. 3.23 для α_s и α_i , которые изменяются в диапазоне, охватывающем практически все интересные случаи. Значение $B=10$ мм соответствует используемым конструкциям соединительных петель (см. § 3.17).

3.14. НАПРЯЖЕНИЯ В РАСШИРЯЮЩИХСЯ СОЕДИНИТЕЛЬНЫХ ПЕТЛЯХ

К основным видам напряжений, возникающих в межэлементных соединениях солнечных элементов и в расширяющихся петлях (их иногда называют поддерживающими петлями и используют для снижения действия термомеханических напряжений), относятся напряжения растяжения, сжатия, сдвига и изгибающие напряжения. Последние в межэлементных соединениях и проволоке возрастают при изменении длины различных частей солнечных батарей, вызванных ростом или уменьшением температуры.

В неплоских электрических соединениях, к которым относятся расширяющиеся петли, внутренние напряжения больше в связи с тем, что к их концам приложены внешние силы. В плоских межэлементных соединениях напряжения возрастают из-за различия линейных коэффициентов теплового расширения материала базового слоя солнечных элементов и покрытия на поверхности контакта (слоя припоя). Напряжения в плоских межэлементных соединениях, особенно в той области, где существуют максимальные изгибающие моменты, могут легко достичь предела текучести материала покрытия и вызвать его растрескивание; последнее может распространиться затем в базовый слой элементов и привести к неожиданным преждевременным усталостным разрушениям расширяющихся петель.

Для примера рассмотрим простейшие расширяющиеся петли электрических соединений солнечных элементов (см. рис. 3.18). Обычно на соединение воздействуют разделяющая сила F и моменты M_L и M_R с левой и правой сторон петли соответственно. Предположим, что высота петли D фиксирована (определена толщиной элемента) и только размеры H , L и толщина d могут претерпевать изменения. На практике длину L ограничивают, стремясь как можно ближе расположить элементы друг к другу, а высоту H стараются выбирать такой, чтобы уменьшить затемнение защитных стеклянных покрытий. Применяя теорию упругости, можно выразить силу и моменты через отклонение δ :

$$F = fEI\delta/D^3; M_L = m_L EI\delta/D^2; M_R = m_R EI\delta/D^2, \quad (3.21)$$

где

$$f = \left[-\frac{1}{6h^3} + \frac{1}{3} \left(1 - \frac{1}{2}h \right) (1+h)^2 + \right. \\ \left. + \left(\frac{1}{2} + h + h^2 \right) \frac{h^2 + h_s - \frac{1}{2}}{2h + s + 1} \right]^{\frac{1}{2}}; \quad (3.22a)$$

$$m_L = \frac{h^2 + h_s - \frac{1}{2}}{2h + s + 1} f; \quad (3.22б)$$

$$m_R = m_L + f; \quad (3.22в)$$

$$h = H/D; \quad s = L/D.$$

Определим момент M на вершине расширяющейся соединительной петли:

$$M_T = M_L - FH. \quad (3.23)$$

На рис. 3.24 и 3.25 приведены безразмерные коэффициенты f , m_L и m_e в зависимости от параметров h и s , определяющихся формой петли. Видно, что как сила, так и моменты быстро убывают с ростом h и s , но при h и $s > 1$ скорость уменьшения мала. Для $h > 0,6$ m_L изменяются незначительно, а m_R и f непрерывно убывают с ростом h и при больших значениях h .

При данной геометрии петли (при заданных h , s и D) соотношение (3.21) показывает, что сила F и моменты M_L и M_R пропорциональны моменту инерции EI , поперечному сечению электрического соединения или d^3 для данного материала и ширины соединения b . В противоположность этому случаю для простого соединения, не имеющего расширяющейся петли, сила пропорциональна произведению EA или d для данного материала и ширины (A — площадь поперечного сечения петли). При используемых на практике размерах расширяющихся соединительных петель продольная сила между местами пайки может быть уменьшена на порядок по сравнению со значением силы, полученной при прямом соединении (без петли). Основная проблема состоит в том, чтобы освободиться от напряжения изгиба в соединении и от изгибающего момента в местах паяных или сварных соединений.

Максимальное напряжение в соединении определяется из соотношения

$$\sigma_m = F/A + Md/2I. \quad (3.24)$$

Здесь M — максимальное значение M_R , M_L или M_T . Для соединения, изготовленного только из одного материала, для определения I можно с достаточной точностью использовать следующее:

$$I = \frac{1}{12} b d^3, \quad (3.25)$$

где b — ширина соединения. Отсюда можно перейти к соотношению для σ_m :

$$\sigma_m = \left[\frac{1}{6} f \left(\frac{d}{D} \right)^2 + m \left(\frac{d}{D} \right) \right] \frac{E \delta}{2D}. \quad (3.26)$$

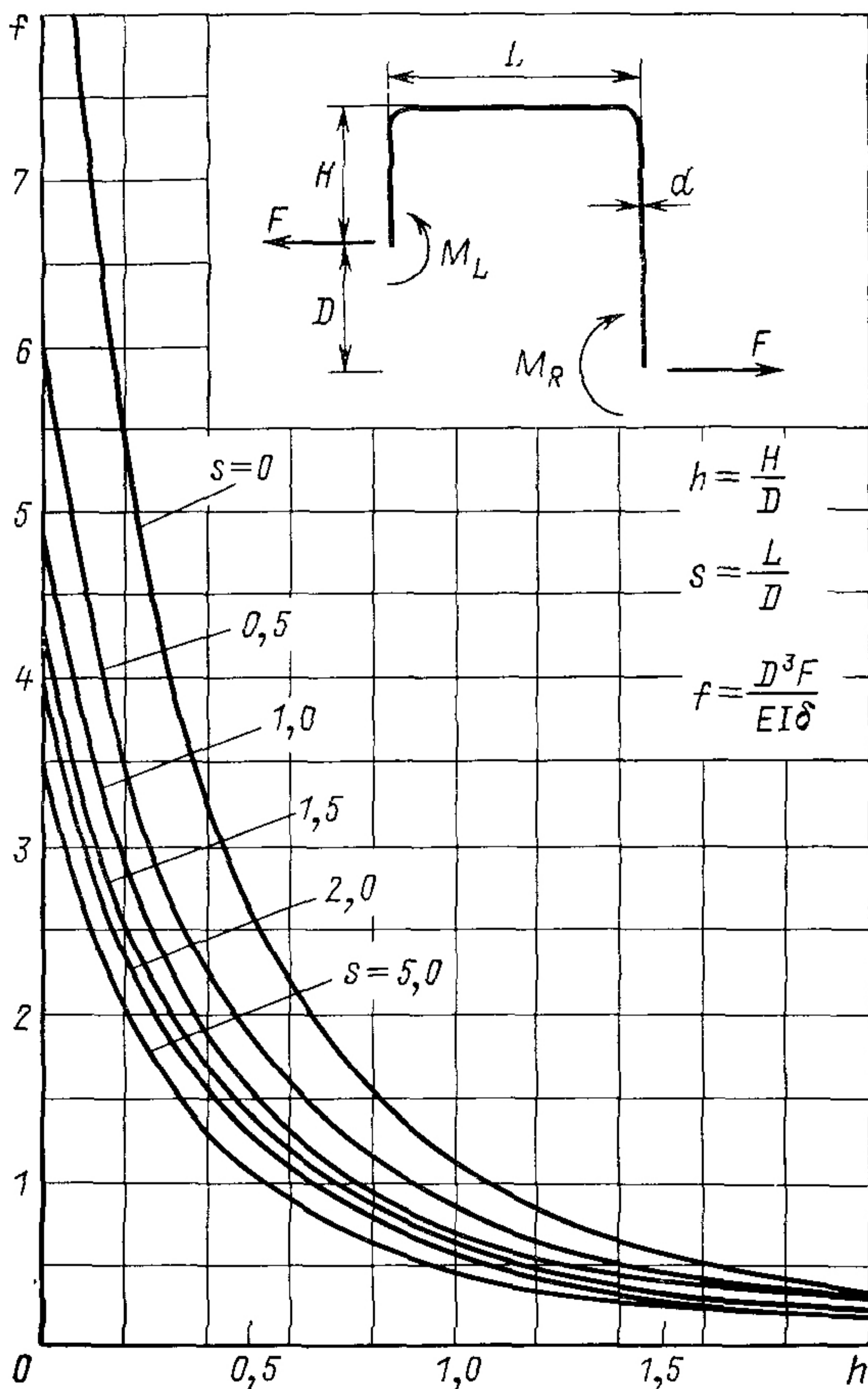


Рис. 3.24. Зависимость безразмерного коэффициента f от соотношения между геометрическими параметрами h и s

Итак, напряжения в соединении, вызванные его удлинением δ , уменьшаются с уменьшением толщины соединения. Для того чтобы сохранить данное электрическое сопротивление и одновременно улучшить конструкцию расширяющейся соединительной петли, надо уменьшить толщину соединения и увеличить соответственно его ширину.

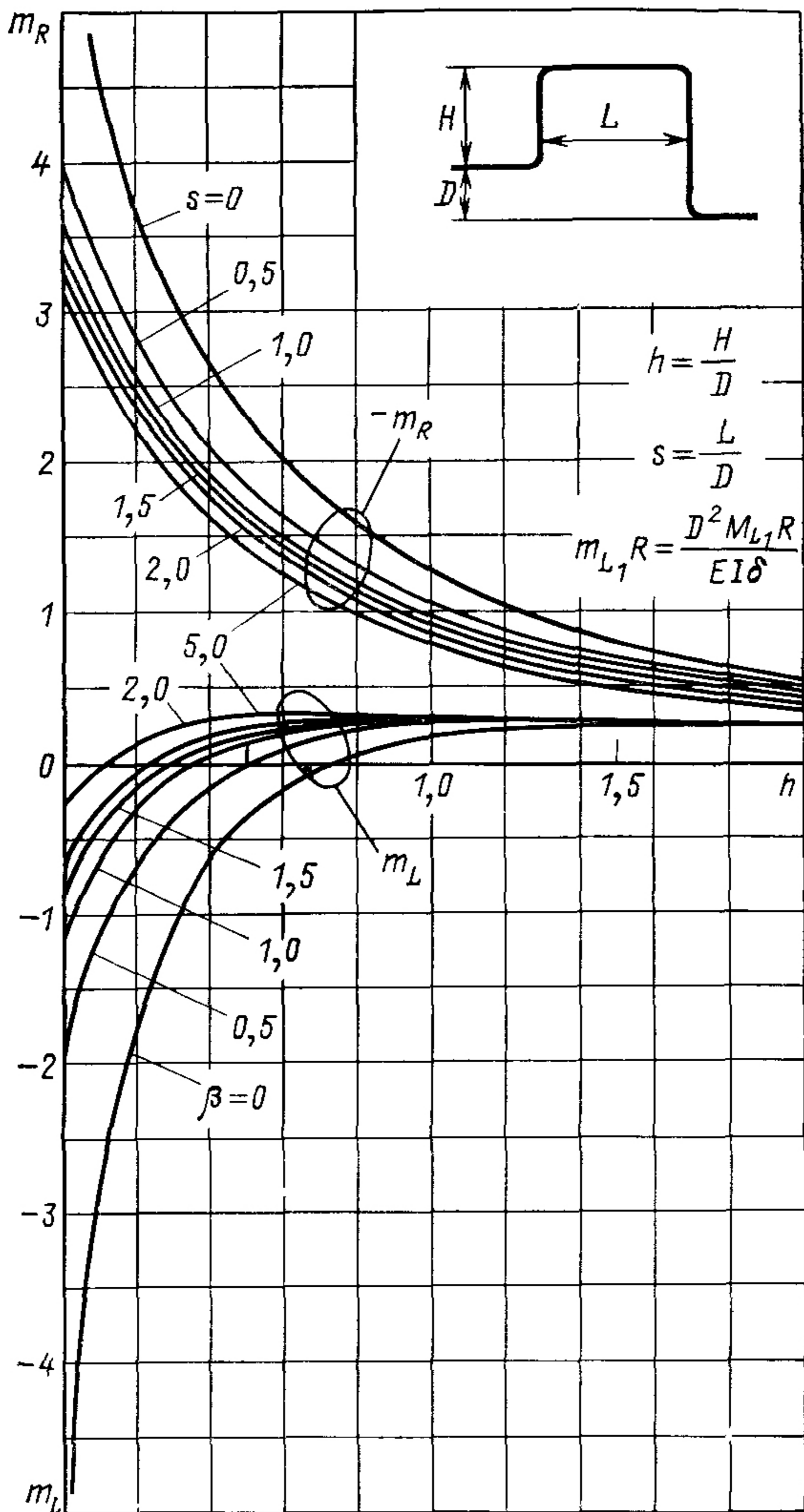


Рис 3.25. Зависимость безразмерных коэффициентов m_L и m_R от соотношения между геометрическими параметрами h и s

3.15. СОЕДИНИТЕЛЬНЫЕ ПЕТЛИ, СВОБОДНЫЕ ОТ НАПРЯЖЕНИЙ

Из рис. 3.22 видим, что если $R=0$ при $T=T_0$, то электрическое соединение при $T=T_0$ свободно от напряжений. Для того чтобы соединение оставалось свободным от напряжений при любой температуре, необходимо, чтобы $\Delta R/\Delta T=0$ в заданном промежутке изменения температуры от T_0 до T . Условие, при котором соединение остается свободным от напряжений, находим, приравнявая соотношение (3.20) нулю:

$$D\alpha_s + (B-A)\alpha_c = L\alpha_l. \quad (3.27)$$

Решая уравнение (3.27), можно определить, что соединение свободно от напряжений ($\Delta R=0$) при любой температуре, если коэффициенты расширения материала панели и электрического соединения равны ($\alpha_s=\alpha_l$), а также в случае, когда нижний контакт электрического соединения расположен непосредственно под верхним контактом (см. рис. 3.22, где $B=A$). Кроме того, если α_s и α_l различаются, то уравнение (3.27) можно решить, подставив в (3.18) $R=0$ и найдя длину соединения L :

$$L = \left(\frac{\alpha_c - \alpha_s}{\alpha_c - \alpha_l} \right) D, \quad (3.28)$$

при которой соединение остается свободным от напряжений при любых температурах.

Соединение, свободное от напряжений, создать на практике невозможно вследствие того, что коэффициенты линейного теплового расширения различных материалов по-разному зависят от температуры. Тем не менее, используя этот метод можно значительно снизить напряжения и увеличить срок службы материалов, входящих в состав солнечных элементов.

3.16. НАПРЯЖЕНИЯ, ВОЗНИКАЮЩИЕ ВО ВСТРОЕННЫХ МЕЖЭЛЕМЕНТНЫХ СОЕДИНЕНИЯХ И ПРОВОДНИКАХ

К встроенным соединениям относят такие элементы, как проводники плоских кабелей и подводки к панели, и соединения солнечных элементов, погруженные в клеящий слой или другие диэлектрические материалы.

Во встроенных электрических соединениях могут возникать напряжения сжатия, растяжения, сдвига и изгиба. Эти напряжения возрастают при увеличении разности значений линейных коэффициентов теплового расширения

различных материалов, находящихся друг с другом в тесном контакте. Напряжения возрастают главным образом при низких температурах, при которых жесткость изолирующих материалов, используемых в солнечных элементах, значительно увеличивается. Чрезмерно высокие напряжения, которые возникают при низких температурах, приводят к образованию разрывов в электрической цепи (см. рис. 3.4). Вероятность разрыва проводника возрастает с уменьшением температуры солнечных батарей и с ростом отношения поперечных сечений изолятора и проводника и отношения напряжений в изоляторе и проводнике.

3.17. КОНСТРУКЦИИ МЕЖЭЛЕМЕНТНЫХ СОЕДИНЕНИЙ, ПРИМЕНЯЕМЫХ НА ПРАКТИКЕ

Анализ картины напряжений, возникающих в сборках солнечных элементов и в межэлементных соединениях, позволяет сделать вывод о том, какие конструкции могут быть использованы на практике. В частности, отклонения конструкций, выпускаемых при массовом производстве, от идеальных и сильная нелинейность зависимости механических свойств материалов от температуры и уровня напряжений устанавливают предел того, какие конструкции солнечных батарей могут быть широко использованы на практике.

Контактные площадки на солнечном элементе надо проектировать с таким расчетом, чтобы они как можно меньше затеняли рабочую поверхность, но в то же время площадь контактов должна быть достаточно большой, тогда не будут возникать слишком высокие напряжения. Размеры контактных полос на поверхности солнечных элементов и их протяженность должны совпадать с размерами межэлементных соединений, а при их выборе надо также учитывать точность юстировки оборудования, используемого для пайки или сварки. Острые углы (так же как и любые другие области резкого изменения размеров элементов) являются местами, где возникают напряжения. Их следует избегать.

Паяные контактные площадки предназначены для получения вокруг электрического соединения прочной оболочки из припоя. Целесообразность применения контрольных отверстий в контактных площадках (для проверки качества слоя припоя) в настоящее время является спорной. Некоторые изготовители солнечных батарей считают, что существование таких отверстий приводит к быстрому усталостному разрушению контактов. Считается, что оконча-

тельное решение относительно необходимости использования контрольных отверстий должно основываться на экспериментальных данных, полученных для каждой конкретной конструкции. Поверхность контактных площадок (или их покрытия) должна легко смачиваться припоем. Желательно, чтобы контактные площадки были предварительно покрыты слоем припоя (перед припаиванием электрического соединения).

Контактные площадки, предназначенные для сварных соединений, или для термокомпрессионного соединения, или соединения с помощью ультразвука, необходимо подвергать контролю по классу чистоты поверхности солнечного элемента и по толщине металлического покрытия. Такие же требования предъявляются и к чистоте поверхности и толщине покрытия электрических соединений. Не все металлы одинаково легко можно соединить друг с другом. Процесс получения соединения должен быть подобран отдельно для каждой пары металлов. Окисление поверхности может затруднить осуществление необходимого соединения.

Расширяющиеся петли не должны быть очень длинными, чтобы электрическое сопротивление не было слишком большим и конструкция модулей и групп была более компактной. В то же самое время они не могут быть и очень короткими, в противном случае возникают напряжения из-за теплового расширения петель в местах соединений. Конфигурация соединений должна быть по возможности симметричной относительно мест пайки или сварки, чтобы не вызывать вращающей силы, отрывающей припаянные или приваренные контакты [16]. Проводники должны обладать высокой электропроводностью и необходимым запасом прочности (в частности, высоким пределом текучести материала и достаточной площадью поперечного сечения), чтобы выдерживать нагрузки, возникающие при различных производственных операциях во время изготовления солнечных элементов и при монтаже батарей.

Расширяющиеся соединительные петли, не лежащие в одной плоскости с панелью, предназначены для сборки модулей и групп солнечных элементов обычной конструкции, когда внешняя светоприемная поверхность одного элемента соединяется с темновой поверхностью другого. Возможные конфигурации расширяющихся соединительных петель представлены на рис. 3.26.

Выбор конфигурации поперечного сечения расширяющейся петли (для петель, изображенных на рис. 3.26) почти не зависит от геометрии межэлементных соединений.

Размеры расширяющихся петель сильно зависят от значения и частоты изменений ширины межэлементного зазора, которые происходят за время космического полета. Существенными вопросами проектирования электрических соединений являются удобство и сравнительная простота

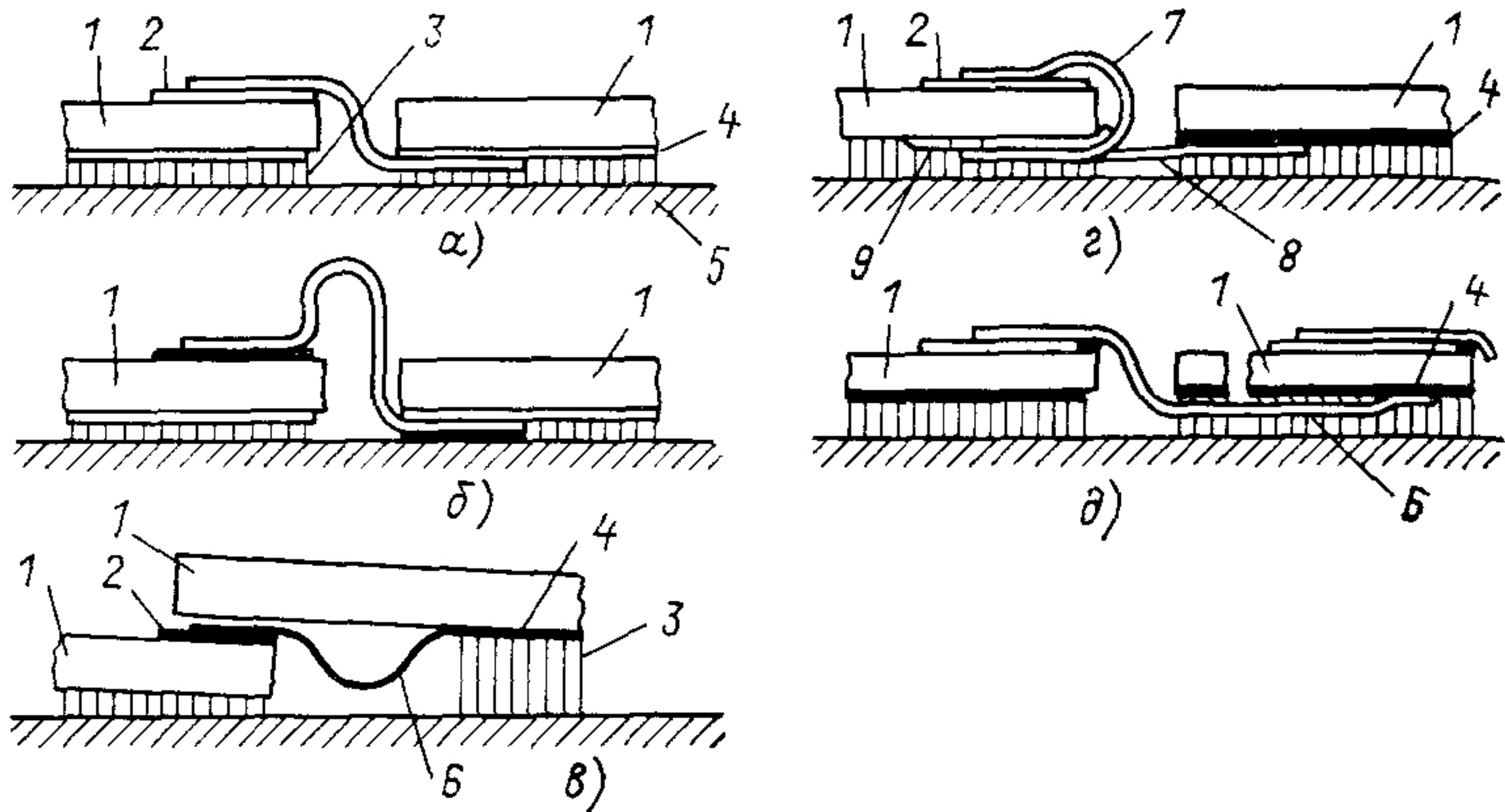


Рис. 3.26. Поперечное сечение различных конфигураций электрических соединений в контактах между солнечными элементами:

1 — солнечный элемент; 2 — *n*-контакт; 3 — клеящий слой; 4 — *p*-контакт; 5 — панель; 6 — соединительная петля; 7 — петля, закрепленная на элементе; 8 — плоская соединительная петля; 9 — стекловолокно и клеящий слой

технологии их изготовления, а, кроме того, процесс электрического соединения элементов не должен мешать нанесению покрытий на солнечные элементы.

Срок службы петель тех конфигураций, которые показаны на рис. 3.26, *a—в*, можно увеличить, уменьшая толщину

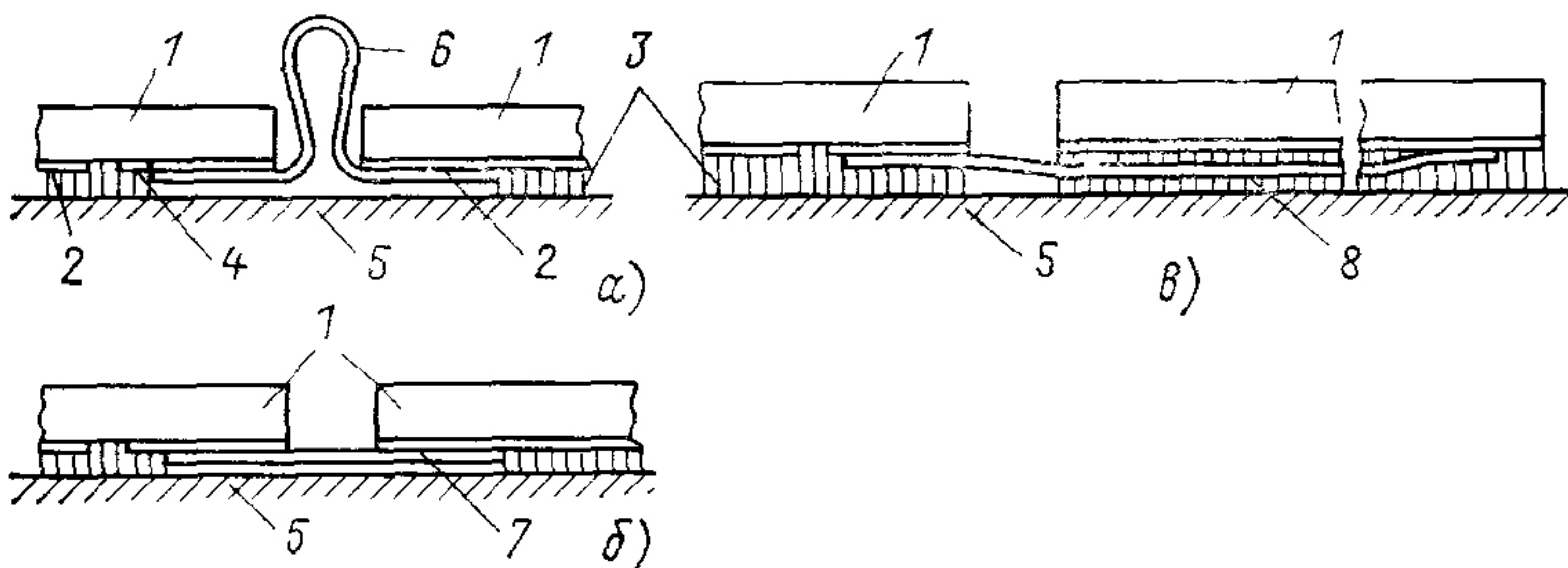


Рис. 3.27. Поперечное сечение различных конфигураций проволочных электрических соединений между солнечными элементами:

1 — солнечный элемент; 2 — *p*-контакт; 3 — клеящий слой; 4 — *n*-контакт; 5 — панель; 6 — соединительная петля; 7 — плоская соединительная петля; 8 — петля, нескрепленная с клеящим слоем

ну межэлементного соединения и увеличивая высоту петли и расстояние (длину соединения) между местами соединения его с элементами, измеренное поперек межэлементного промежутка. Может также оказаться полезным изменение размеров расширяющейся соединительной петли в направлении, перпендикулярном плоскости рис. 3.26, приводящее к тому, что максимальный изгибающий момент оказывается не приложенным к местам пайки или сварки. Не следует пользоваться избыточным количеством припоя и клеящего вещества, поскольку эти материалы могут вызвать увеличение жесткости расширяющейся петли.

Расширяющаяся петля между элементами с обернутыми контактами соединяет солнечные элементы с p - и n -контактами, расположенными на одной и той же стороне солнечного элемента и в одной и той же плоскости, которые получили название элементов с обернутыми контактами.

Возможные варианты конфигураций электрических соединений (в разрезе) для таких элементов приведены на рис. 3.27. Конфигурация соединительной петли, изображенная на рис. 3.37,а, редко используется на практике, так как она частично затеняет поверхность солнечных элементов и требует дополнительного места на поверхности панели, что снижает коэффициент заполнения панели солнечными элементами.

Соединительные петли, лежащие в той же плоскости, что и сами солнечные элементы, частично деформируются в направлении оси (рис. 3.28), вдоль которого изгиб соединения происходит значительно легче.

Чтобы обеспечить необходимый срок службы батарей, петли, лежащие в плоскости элементов (рис. 3.27,в), должны выдерживать такое же число деформаций, какое выдерживают петли, показанные на рис. 3.27,а, кроме того, вращающие силы в местах пайки и сварки должны быть скомпенсированы. Электрические соединения, окруженные со всех сторон слоем клея, должны быть изготовлены из материала значительно более прочного, чем материал окружающего диэлектрика (предел прочности материала

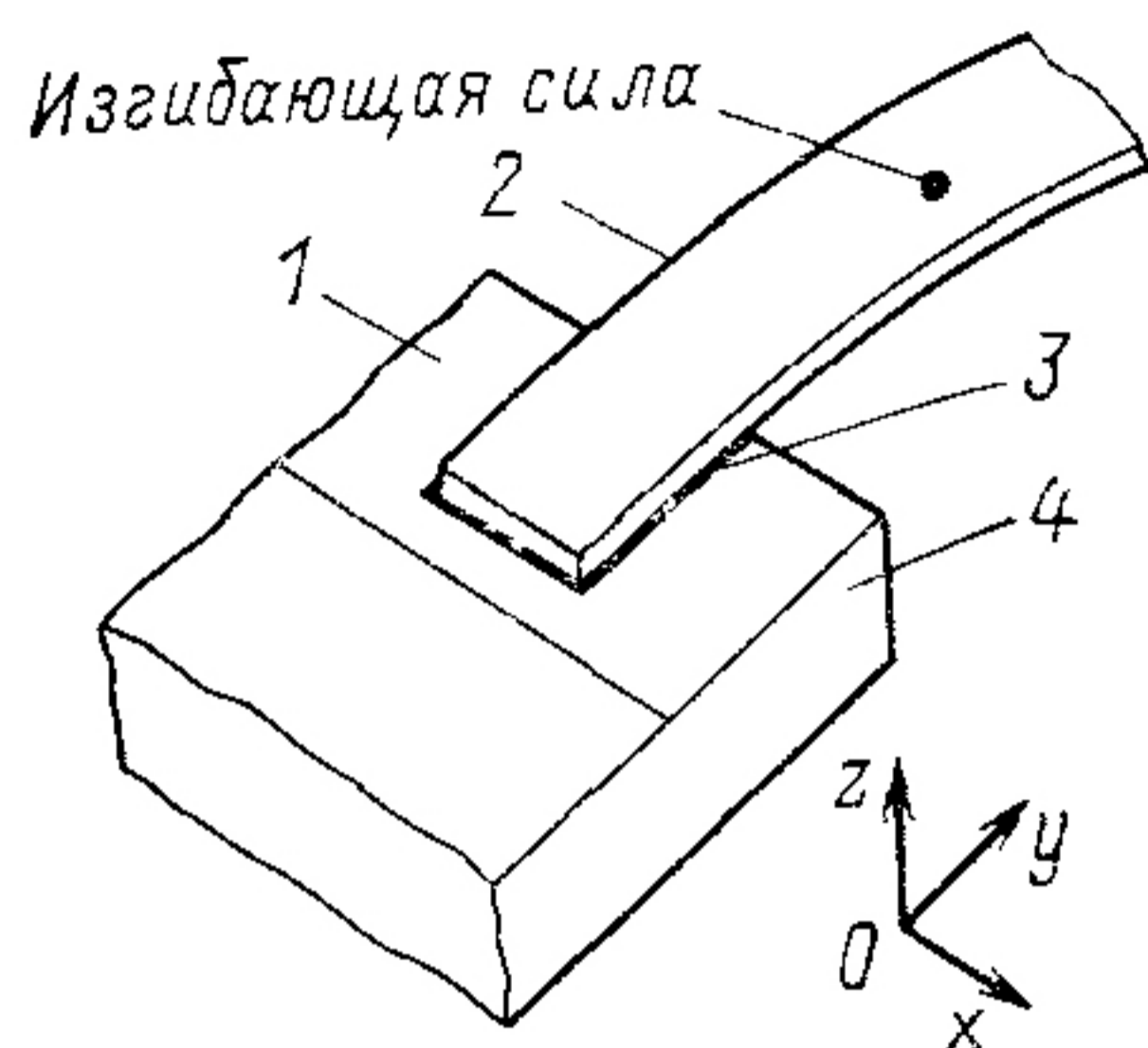


Рис. 3.28. Схема межэлементного соединения и система координат:

1 — контактный слой на солнечном элементе; 2 — межэлементное соединение; 3 — паяное соединение; 4 — солнечный элемент

проводника определяется произведением предела текучести на площадь поперечного сечения проводника). Эффективную жесткость соединения в клеящем слое (она определяется материалом проводника и диэлектрика) необходимо уменьшить путем расположения расширяющейся петли около мест пайки или сварки. Расширяющиеся петли должны быть спроектированы таким образом, чтобы они свободно выходили из диэлектрика, а вокруг проводника должно быть необходимое свободное пространство (тонкий слой, свободный от клеящего или изолирующего вещества), благодаря чему петля могла бы свободно деформироваться. Сетчатые межэлементные соединения отличаются исключительной гибкостью, пока они не закреплены; однако эта гибкость зависит от возможности этих соединений сжиматься в одном направлении и одновременно удлиняться в перпендикулярном направлении. После пайки или сварки с солнечным элементом и соединения солнечного элемента с панелью гибкость сетки в значительной степени утрачивается. При погружении сетки в клеящий слой ее гибкость тоже ухудшается.

Расширенная и выровненная сетка может быть более гибкой, чем сетка, изготовленная травлением или штамповкой, если исходные свойства такой сетки при выравнивании сохраняются.

Солнечные элементы даже при комнатной температуре не лишены внутренних напряжений. Внутренние напряжения возрастают при изготовлении элементов. Из-за наличия легирующих добавок p - и n -слои обладают различной плотностью, и поэтому они имеют немного отличающиеся размеры. Контакты солнечных элементов впекаются в полупроводник при повышенных температурах; такие контакты при охлаждении сжимаются с большей скоростью, чем материал полупроводника. Уровень возникающих при этом напряжений достаточен лишь для того, чтобы привести к заметному механическому изгибу тонкие элементы. В толстых элементах эти напряжения суммируются с напряжениями, которые вызваны внешними силами или воздействием прилегающих слоев.

Клеящий слой между защитным стеклянным покрытием и солнечным элементом, возможно, также приводит к возникновению дополнительных напряжений в элементе, покрытии и в местах пайки или сварки на поверхности верхнего контактного соединения. В основном напряжения становятся меньше при уменьшении толщины клеящего слоя. Однако некоторые клеящие материалы не способны отверждаться при толщине, меньшей 25 мкм.

Клеящий слой между элементом и панелью дает вклад в напряжения, возникающие вблизи темновой поверхности элемента при низких температурах. Уровень напряжений обычно возрастает с ростом толщины клеящего слоя, но, как уже упоминалось, существуют такие клеящие материалы, которые не затвердевают при толщинах, меньших 25 мкм. При очень низких температурах (в области стеклования полимеров), когда клеящий слой становится хрупким, он может вызвать значительные дополнительные напряжения в местах пайки или сварки в результате действия растягивающих, сжимающих и сдвигающих нагрузок на межэлементные соединения.

Гибкость и жесткость материала панели могут также внести вклад в напряжения, возникающие в кремниевых пластинах вблизи контакта элемента и панели. Недостаточно плоская поверхность панели, например наличие углублений, выступов на внешней стороне тонкого листа панели в виде сот, может привести к неравномерности толщины клеящего слоя, что в свою очередь ведет к возрастанию напряжений, способных вызвать раскалывание солнечных элементов.

Изолирующие слои на проводящем поверхностном слое защитных стеклянных пластин способны отделиться от пластин при значительном росте напряжений в клеящем слое, соединяющем поверхность элементов с защитными пластинами.

3.18. НАПРЯЖЕНИЯ В ГИБКИХ СВЯЗУЮЩИХ СЛОЯХ

Было обнаружено, что клеящие слои между элементами и панелью и между защитными покрытиями и элементами сохраняют пластичность при температурах, превышающих -100°C , а у слоев припоя — при более высоких температурах. В случае клеящих слоев можно пренебречь их акси-

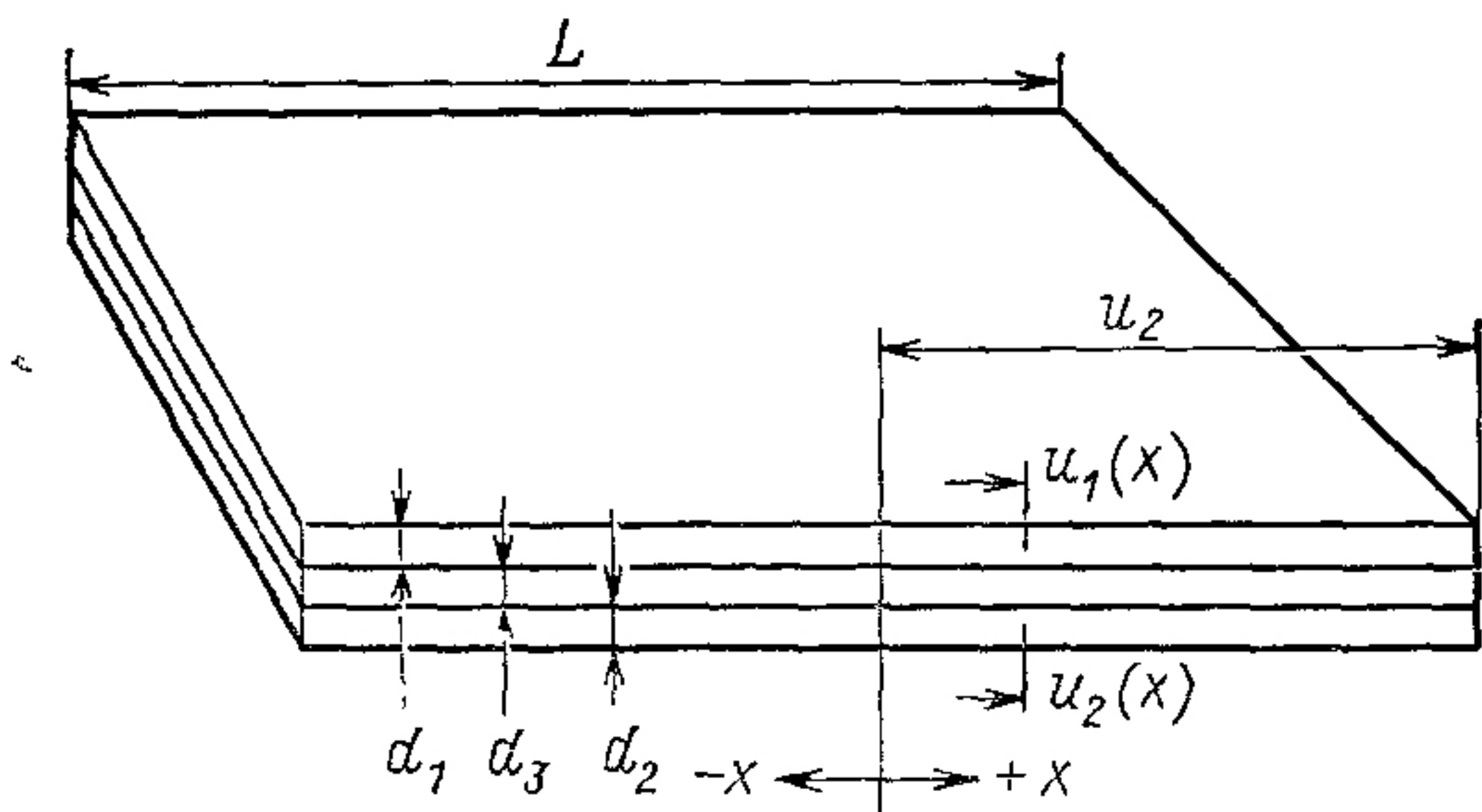


Рис. 3.29. Модель трехслойной пластины

альной жесткостью по сравнению с жесткостью на изгиб. Для того чтобы показать это, рассмотрим трехслойную сборку длиной L (рис. 3.29). Подобный этому анализ двухслойной сборки проводился выше. Теперь к двум жестким слоям добавлен еще и гибкий слой клеящего материала толщиной d_3 с модулем сдвига G_3 . Основные уравнения такой трехслойной системы легко вывести, если приравнять изменения аксиальных напряжений σ_2 в каждом из внешних слоев напряжению сдвига в связующем слое τ , выразив через x расстояние от центра соединения; индексы 1, 2, 3 соответствуют различным слоям:

$$d_1 d\sigma_1/dx + \tau = 0; \quad d_2 d\sigma_2/dx - \tau = 0. \quad (3.29)$$

Здесь σ_1 , σ_2 и τ определяются выражениями

$$\left. \begin{aligned} \sigma_1 &= E_1 (du_1/dx - \alpha_1 \Delta T); \\ \sigma_2 &= E_2 (du_2/dx - \alpha_2 \Delta T); \\ \tau &= (G_3/d_3) (u_2 - u_1). \end{aligned} \right\} \quad (3.30)$$

Смещения первого и второго слоев вдоль аксиального направления x равны соответственно u_1 и u_2 .

Решение уравнения (3.29) можно получить в виде гиперболических функций, после некоторых преобразований они имеют следующий вид:

$$\sigma_1 = E_1 \Delta \alpha \Delta T / (1 + mn); \quad \sigma_2 = m \sigma_1; \quad (3.31)$$

$$\tau = \frac{2E_1 d_1 \Delta \alpha \Delta T}{L(1 + mn)} \frac{\beta L \sin 2\beta x}{\cos h\beta L}; \quad (3.32)$$

$$\Delta u = u_2 - u_1 = \frac{d_3}{G_3} \tau = \frac{1}{2} \Delta \alpha \Delta T L \frac{\text{sh } 2\beta x}{\beta \text{ch } \beta L}; \quad (3.33)$$

$$\Delta u \left[x = \frac{L}{2} \right] = \frac{1}{2} \Delta \alpha \Delta T L \frac{\text{th } \beta L}{\beta L}, \quad (3.34)$$

где

$$\beta^2 = \frac{1}{4} \frac{G_3}{d_3} \left(\frac{1}{E_1 d_1} + \frac{1}{E_2 d_2} \right). \quad (3.35)$$

Параметр βL характеризует относительную жесткость пластин и клеящего слоя.

Видно, что выражение (3.31) для σ идентично соотношению (3.3), полученному для жестких соединенных длинных полос, исключая слагаемое в скобках, которое является как бы поправочным членом, описывающим возрастание напряжений по мере приближения к сборке. На рис. 3.30 показаны значения осевого и касательного напряжений в зависимости от расстояния от края сборки для

трех значений жесткости βL . Для больших значений βL аксиальные нагрузки достигают предельных значений только вблизи края, что приводит к возникновению резкого пика напряжения сдвига в этой области. Этот острый пик концентрации локальных напряжений является аппроксимацией ранее полученных результатов для двух жестко соединенных полос. Он типичен для не обладающего текучестью паяного соединения. Для малых значений βL аксиальная нагрузка возрастает сравнительно медленно и ка-

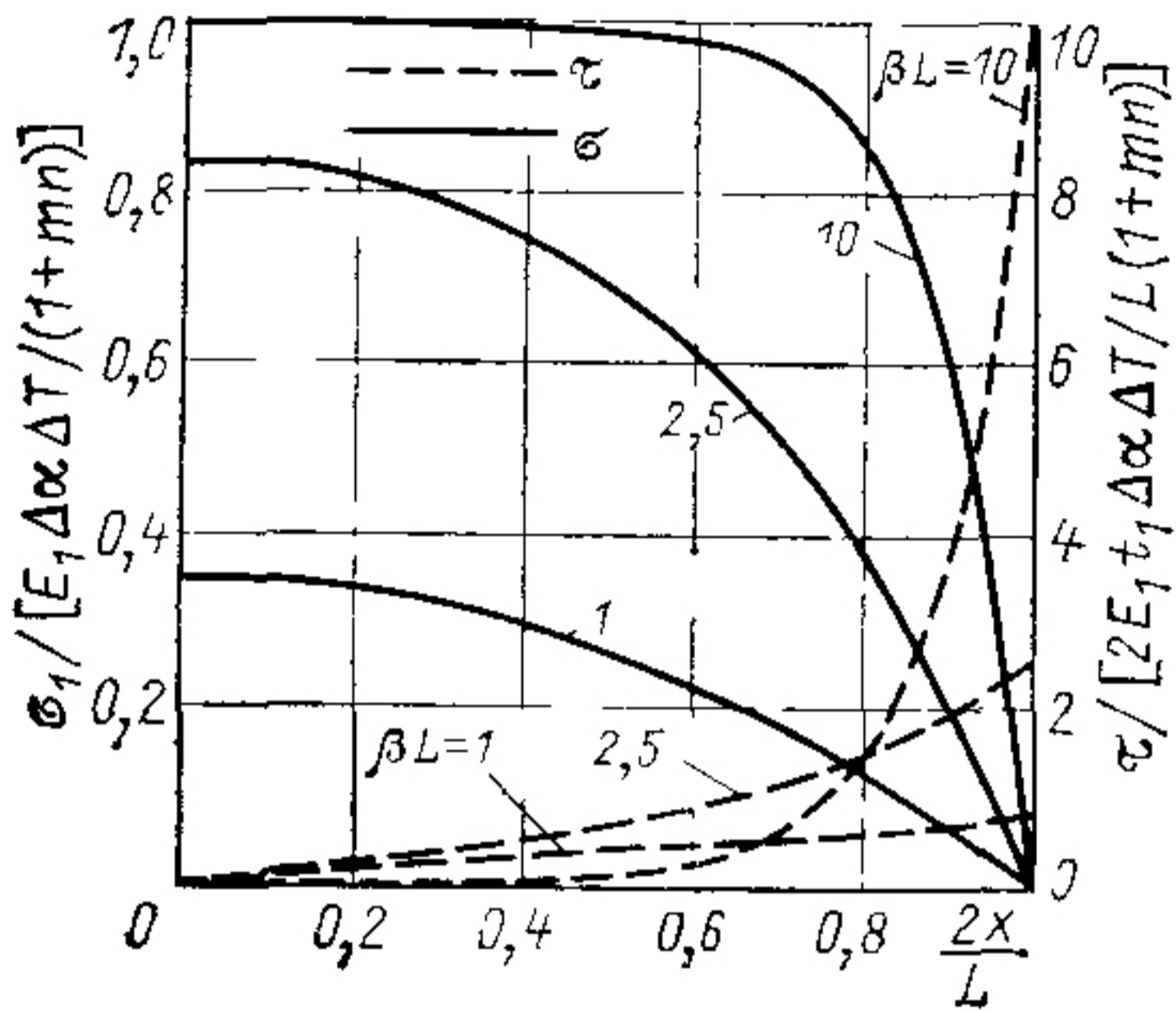


Рис. 3.30.

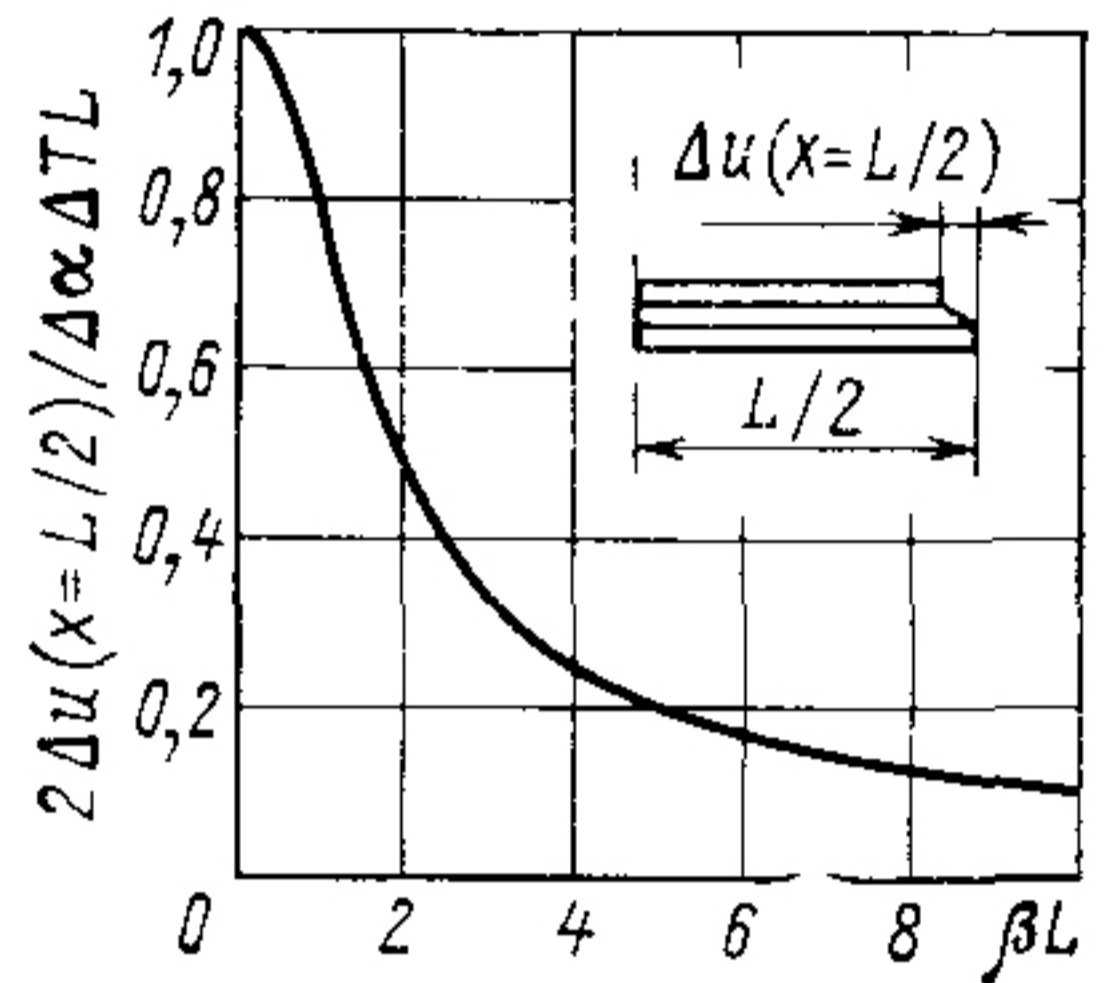


Рис. 3.31.

Рис. 3.30. Распределение осевых и касательных напряжений в точке соединения при различных значениях параметра жесткости βL

Рис. 3.31. Зависимость относительного осевого смещения краев двух скрепленных полос от параметра жесткости βL

сательное напряжение изменяется приблизительно линейно с ростом расстояния от центра полосы. Максимальное значение аксиального и касательного напряжений заметно убывает по мере уменьшения жесткости G/d_3 клеящего слоя.

На рис. 3.31 показано относительное осевое смещение краев двух полос. Нормированная величина представляет собой вызванное нагревом относительное смещение двух полос при отсутствии соединения между ними. Это относительное смещение представляет интерес для определения смещения электрических соединений элементов, которые связаны с той же подложкой (с несущей панелью из того же материала).

Пример. Рассмотрим солнечный элемент размером 2×2 см, толщиной 0,25 мм, который соединен с алюминиевой панелью толщиной 0,125 мм с помощью кремнийорганического клеящего слоя толщиной 0,1 мм, обладающего модулем сдвига $3,45 \text{ МН/м}^2$. Тогда

$$\beta L = \frac{0,8}{2} \sqrt{\frac{500}{0,004} \frac{1}{10 \cdot 27 \cdot 10^3} + \frac{1}{5 \cdot 10 \cdot 10^3}} = 0,69.$$

Таким образом, распределение напряжения аппроксимируется нижними кривыми $\beta L = 1$ (см. рис. 3.30). Однако при температурах ниже -100°C жесткость кремнийорганического клеящего слоя возрастает до значения $3,45 \text{ ГН/м}^2$. Полагая $G_3 = 0,7 \text{ ГН/м}^2$, получаем $\beta L = 9,75$. Следовательно, в этом случае распределение напряжений соответствует верхним кривым на рис. 3.30. Жесткость клеящего слоя возрастает при температурах ниже -100°C , что приводит к увеличению аксиальных напряжений $\Delta\alpha\Delta T$ в 3 раза и касательных напряжений сдвига в 10 раз.

Предшествующий анализ показывает, что желательно выбирать клеящие составы, обладающие при низких температурах очень малой жесткостью (модулем сдвига). Такое требование эквивалентно выбору клея по низкой температуре стеклования, когда слой клея становится хрупким и жестким.

3.19. СТАТИЧЕСКИЕ И ДИНАМИЧЕСКИЕ НАПРЯЖЕНИЯ В МАТЕРИАЛАХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Механические нарушения (вплоть до разрушения) в материалах конструкций солнечных элементов и батарей могут иметь место в результате применения двух различных способов нагружения, или методов создания напряженного состояния.

Первый способ заключается в создании однократных предельных напряжений путем приложения к материалу статической разрушающей нагрузки. Второй способ состоит в создании периодических нагрузок, при которых напряжения в материале имеют переменный положительный или отрицательный знаки (напряжение растяжения и сжатия), однако в максимуме независимо от знака напряжения близки или превышают предельные значения, в результате чего наступает разрушение материала.

В обычной инженерной практике можно избежать разрушений отдельных частей солнечных элементов, создав такие конструкции, в которых уровень напряжений достаточно мал, однако не всегда удается это сделать.

Многие проблемы разработки электрических соединений для солнечных батарей нельзя решить, снижая уровень напряжений до таких значений, при которых срок службы материала стал бы довольно большим или даже неопределенно большим. Скорее, необходимо, чтобы усилия разработчиков были направлены на увеличение явно ограниченных сроков службы материалов при разумно обоснованном числе термоциклов.

Первый этап при рассмотрении проблем разрушения материалов солнечных элементов и батарей состоит в проведении анализа термомеханических напряжений (см. § 3.9—3.18).

По данным о значениях предельных напряжений разработчики солнечных батарей имеют возможность отобрать оптимальные материалы для снижения напряжений до минимально возможных значений при данном диапазоне изменений температур во время термоциклирования.

Предельные повреждения составных частей батарей связаны не столько с уровнями напряжений, сколько с поведением материалов в условиях пластической деформации (когда напряжения превосходят предел текучести). Способность материалов противостоять предельным пластическим деформациям определяется рядом микроскопических свойств, которые в свою очередь определяют такие макроскопические свойства, как ковкость, способность удлиняться, сужаться, образовывать трещины, и оказывают влияние на разрастание трещин, деформацию при закалке, на энергию, затрачиваемую на размягчение, и другие свойства материалов.

Для большинства солнечных батарей периодическая пластическая деформация контактов солнечных батарей и выполненных путем сварки или пайки мест соединений между солнечными элементами и электрическими проводами является неизбежным условием их эксплуатации, которое не зависит от конструкции батарей или применяемых материалов. Анализ данных по линейным упругим напряжениям позволяет определить момент начала пластической деформации материала, а из анализа упругопластических напряжений можно найти предел, до которого эта деформация будет происходить.

Следующий этап проектирования (связанный с тем, что пластической деформации нельзя избежать) состоит в проведении дальнейшей оптимизации конструкции и в отборе таких материалов, которые позволяют предотвратить (полностью или частично) образование трещин или их распространение, проходящее через электрические соединения или места сварки и пайки соединений к солнечным элементам. Теоретические исследования в этой области называют анализом разрушений или износа. Разрушения, вызванные повторяющимися циклами механических нагрузок, довольно хорошо изучены и продолжают быть предметом тщательных исследований [17, 18]. Однако имеется еще слишком много неизвестных факторов, влияющих на протекание рассматриваемых процессов, а в опытных данных обнаруживается большой разброс.

Срок службы отдельных частей солнечных батарей определяется уровнем возникающих напряжений. Для создания солнечной батареи, которая способна выдержать

миллион термоциклов, необходимо, чтобы максимальный уровень рабочих напряжений был ниже предела текучести. Однако для структур, испытывающих тепловые нагрузки и подверженных изгибу, такой метод не всегда приводит к нужному результату. Усиление отдельного элемента структуры может только вызвать дополнительную нагрузку на другие элементы структуры. В большинстве случаев, в которых невозможно избежать дифференциальных тепловых расширений, может оказаться необходимым работать с материалом в состоянии текучести; эту возможность следует учитывать при проектировании батарей.

3.20. НАПРЯЖЕНИЯ И ДЕФОРМАЦИИ, ВЫЗЫВАЕМЫЕ НАГРУЗКОЙ

Говорят, что структурные элементы испытывают напряжение, которое определяется отношением силы к площади сечения элемента, или подвержены деформации, вызываемой нагрузкой. Так, например, винтовая пружина автомобильной подвески, которая поддерживает часть автомобиля, подвержена действию напряжения, вызванного нагрузкой. Деформирующую же нагрузку испытывает тонкий серебряный контактный слой на кремниевом солнечном элементе, который деформирован (растянут или сжат) довольно прочным и жестким кремниевым элементом вследствие изменения его температуры. Нагрузка за счет деформации, вызванной изменением температуры, также относится к тепловым нагрузкам.

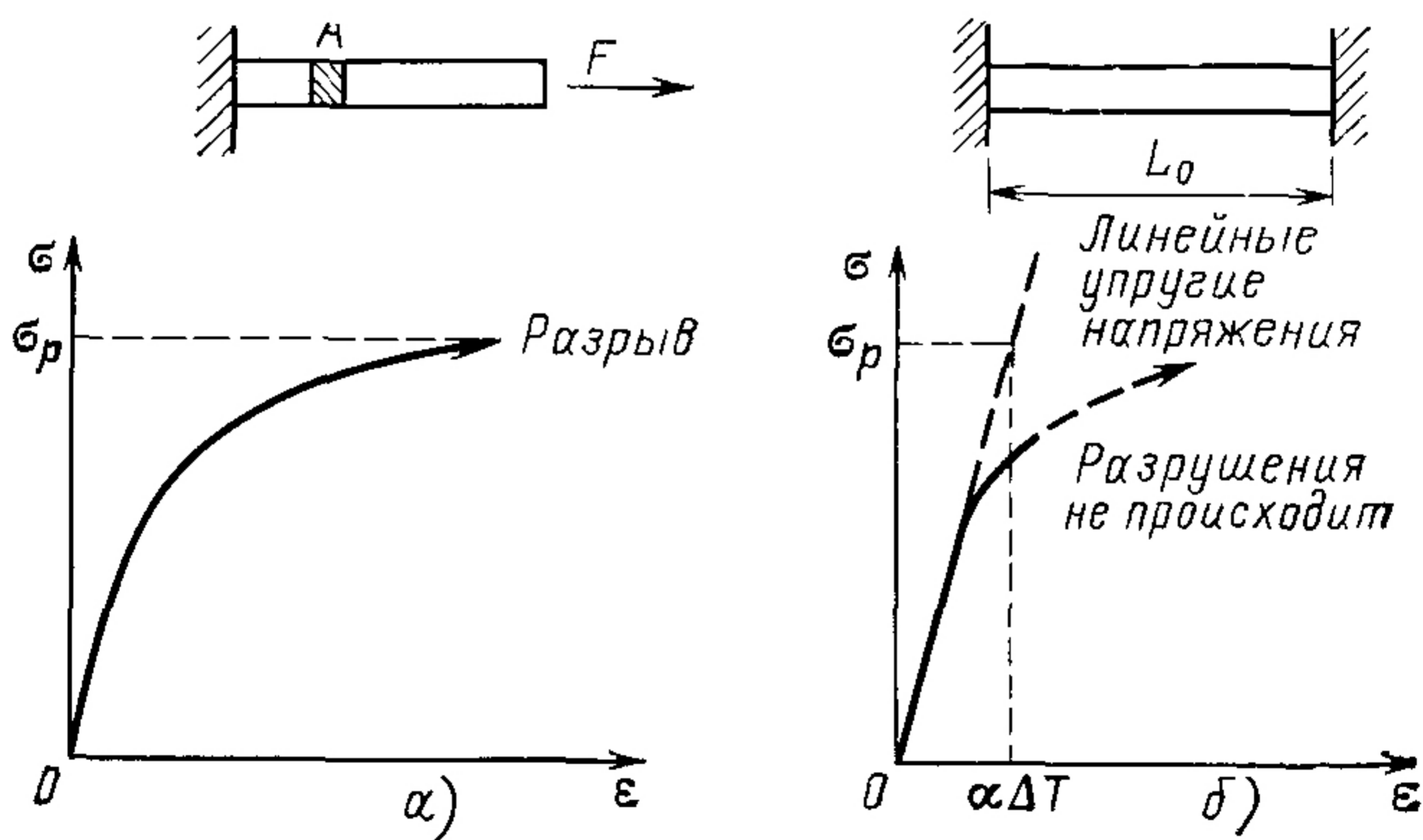


Рис. 3.32. Сравнение механической и тепловой нагрузок в зоне пластичности при напряжениях, достигающих предела текучести материала (а) при механической нагрузке и при деформации стержня во время тепловых нагрузок (б)

Примеры напряжений и деформаций, вызываемые нагрузкой, приведены на рис. 3.32. На рис. 3.32,а стержень испытывает напряжение под действием силы. Напряжение в стержне не достигает предела текучести. На рис. 3.32,б тот же самый стержень жестко закреплен на концах и подвергается нагреву на ΔT . Если бы стержень не был зажат, то его длина увеличилась бы на $\alpha \Delta T L_0$, где α — коэффициент теплового расширения. Жесткое закрепление приводит, однако, к возникновению напряжения σ , которое должно вызвать механическое сжатие незакрепленного стержня до его зафиксированной длины L_0 . Из соотношения (3.1) следует, что $\sigma/E = -\alpha \Delta T$, или $\sigma = -E\alpha \Delta T$. Как только температура превысит предел упругости стержня, начнется переход стержня в состояние текучести. Текучесть приведет к уменьшению напряжения в стержне, и разрушения не произойдет, даже если рассчитанное напряжение (при использовании теоретических соотношений, выведенных из анализа упругих напряжений) превзойдет предел упругости стержня.

Кроме того, на рис. 3.32 показано, что при механических нагрузках элементы конструкции подвергаются действию определенной силы, а при тепловых нагрузках действию определенной деформации, причем в работающих конструкциях солнечных элементов и батарей проявляется комбинированное воздействие напряжений и деформаций. Однако в слоях припоя и в контактах на поверхности тепловые напряжения преобладают.

3.21. РАЗРУШЕНИЕ МАТЕРИАЛОВ

В последнее время разработано большое число конструкций, в которых разрушение может возникнуть не через тысячу, а более чем через миллион термоциклов, в таких конструкциях предусмотрена возможность работы некоторых компонентов в состоянии за пределом текучести. Паяные и сварные соединения в кремниевых солнечных элементах и батареях, работающих, например, на геосинхронной орбите, оказываются часть времени в состоянии текучести. Другими примерами, в которых состояния текучести невозможно избежать, могут служить те материалы, в которых проявляется механизм низкоциклических усталостных разрушений или разрушений, вызванных относительно большими деформациями и высокой пластичностью. В этих случаях обнаружено, что критическим параметром, определяющим срок службы при усталостных нагрузках, является диапазон деформаций, а не диапазон нагрузочных напряжений. Срок службы до разрушения можно

определить из выражения, полученного эмпирически [19, 20]:

$$\Delta \varepsilon = D^{0,6} N_f^{-0,6} + 3,5 \frac{\sigma_H}{E} N_f^{-0,12}, \quad (3.36)$$

где $\Delta \varepsilon$ — полный диапазон деформации (двойная амплитуда); N_f — число циклов до разрушения; σ_H — предел упругости материала; E — модуль Юнга; $D = \ln[1/(1-R)]$ — предел пластичности или предел пластической деформации, R — уменьшение поперечного сечения.

Вклад пластической деформации в суммарную деформацию определяется первым членом уравнения (здесь D — предел пластического разрушения в одном цикле), он пре-

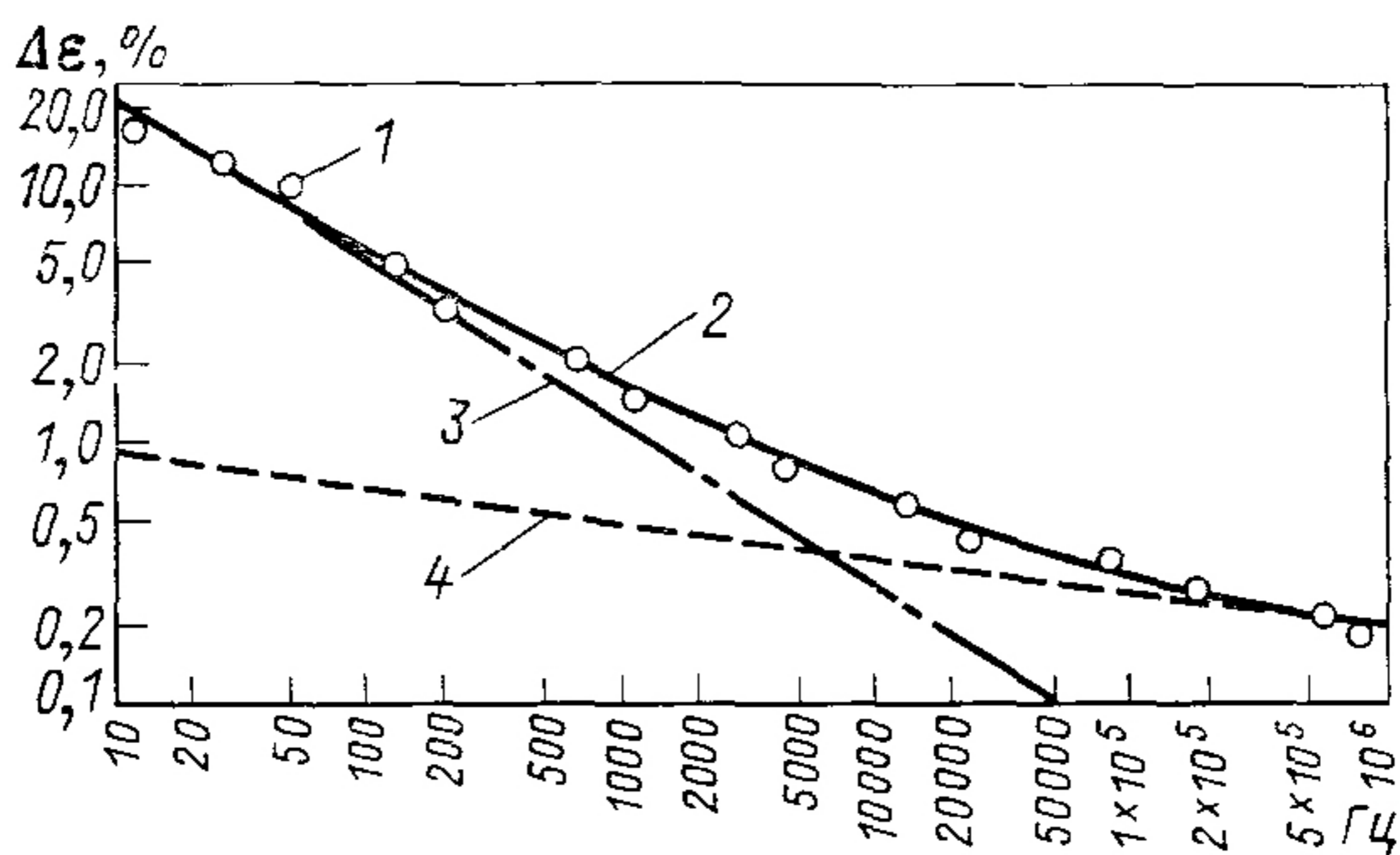


Рис. 3.33. Зависимость срока службы серебряного стержня при знакопеременных нагрузках от диапазона эффективных деформаций $\Delta \varepsilon$. 1 — экспериментальные данные; 2 — зависимость, определяемая соотношением $\Delta \varepsilon^{-t} = 0,00903 N_{ц}^{-0,12} + 0,170 N_{ц}^{-0,6}$; 3 — область упругих деформаций, 4 — область пластических деформаций

обладает при коротких динамических и больших статических напряжениях, в то время как второй член представляет собой вклад упругих напряжений σ_H/E в этом случае — предел упругих деформаций, он превалирует при больших значениях N_f . Уравнение (3.38) показывает, что один и тот же материал может выполнять различные задачи в зависимости от возникающих напряжений. Для нормального срока службы материала при низких уровнях напряжений требуются высокие значения предела упругости, вместе с тем для длительного времени эксплуатации при высоком уровне напряжений предел пластичности или пластической деформации должен иметь большое значение.

Получено большое число экспериментальных результатов, которые указывают на то, что многие материалы име-

ют неожиданно хорошее совпадение с результатами соотношения (3.36). Типичные результаты для стержней из серебра (рис. 3.33) показывают, что предел пластичности оказывает решающее влияние на срок службы в условиях воздействия не более 1000 термоциклов, в то время как предел упругости материала имеет решающее значение при эксплуатации батарей, которым необходимо выдержать более 2000 термоциклов. Оба параметра оказывают одинаковое влияние приблизительно при 10 000 термоциклах. Таким образом, при разработке солнечных элементов и батарей, предназначенных для длительного срока службы, предел пластической деформации — самый важный параметр.

На рис. 3.34 даны сроки службы (до разрушения) припоя, состоящего из 36% олова, 62% свинца и 2% серебра, которые рассчитаны с помощью (3.36) для двух значений температур: 20 и -180°C .

Результаты экспериментов по определению срока службы до разрушения, проводившихся при комнатной температуре, относятся к припою, состоящему из 5% олова и 95% свинца. Результаты опытов, проведенных при комнатной температуре, для указанного припоя соответствуют по существу результатам, полученным для серебра (рис. 3.33). Расчетные данные по сроку службы, соответствующему разрушению при температуре -180°C , показывают, что снижение срока службы определяется, главным образом, пластичностью припоя при таких низких температурах. Срок службы слоев серебра на поверхности контактов при температуре -180°C не совпадает со сроком службы слоев припоя при той же температуре в связи с тем, что пластичность припоя при понижении температуры не изменяется. Можно ожидать, что уменьшение срока службы паяных соединений, подвергаемых переменной механической нагрузке при температуре -180°C , подчиняется закону, описываемому кривой, проходящей не ниже кривой для

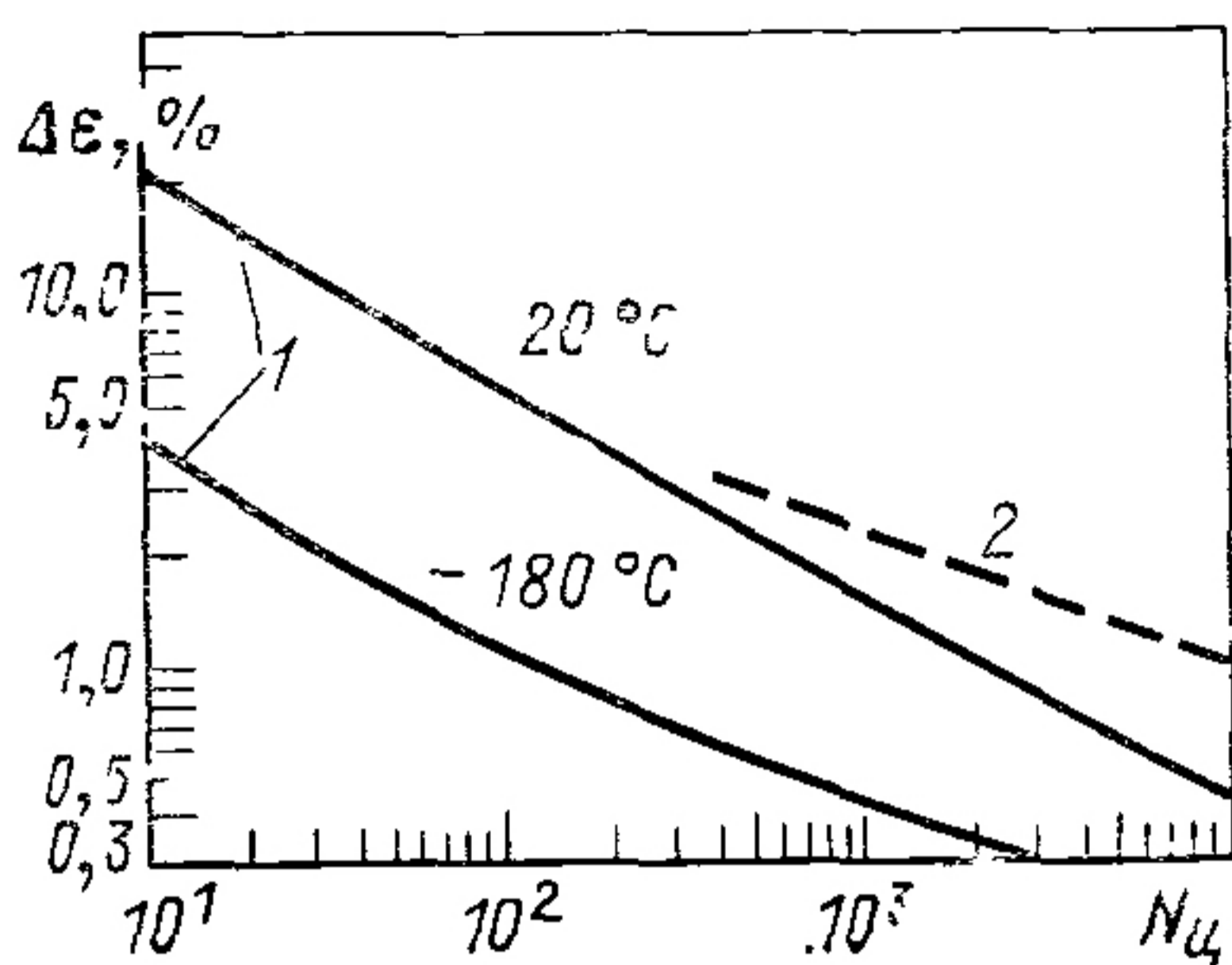


Рис. 3.34. Зависимость срока службы припоя, выраженного в числе механических циклов, при постоянной температуре от эффективной деформации:

1 — данные, полученные на основании изучения физических свойств припоя марки 36Pb62Sn2Ag; 2 — экспериментальные данные по припою 5Sn95Pb

—180 °С (рис. 3.34), так как только часть термоциклов должна проходить при таких температурах.

Эти экспериментальные результаты были получены при неаксиальной нагрузке, при которой $\Delta\varepsilon$ относится к деформации вдоль направления действия нагрузки. Для случая ненаправленной нагрузки, типичной, как считают, для паяного соединения, предполагается (по аналогии с эффективными напряжениями и силами деформации, которые используются в анализе пластических напряжений), что аксиальное напряжение $\Delta\varepsilon$ следует заменить эффективным напряжением $\overline{\Delta\varepsilon}$:

$$\overline{\Delta\varepsilon} = \frac{1}{\sqrt{2}(1+\nu)} \sqrt{(\Delta\varepsilon_1 - \Delta\varepsilon_2)^2 + (\Delta\varepsilon_2 - \Delta\varepsilon_3)^2 + (\Delta\varepsilon_3 - \Delta\varepsilon_1)^2}, \quad (3.37)$$

в котором $\Delta\varepsilon$ — составляющие напряжения по трем главным осям [19]. Во многих исследованиях получено хорошее экспериментальное подтверждение этого предположения. Обсуждаемые выше результаты были получены на механически нагруженных образцах, т. е. в экспериментах внешние силы были приложены к образцам. В связи с этим возникает вопрос, можно ли применять эти результаты к структурам, подвергаемым тепловым нагрузкам. Найдено, что данные, полученные при механических нагрузках, можно использовать для расчета срока службы структур, подверженных тепловым нагрузкам, в тех случаях, когда (согласно опытным данным) для данного диапазона температур механические свойства материалов идентичны механическим изменениям при колебаниях температуры. Для проведения этих расчетов используют найденное теоретически значение механической деформации (вызванной напряжениями). Тепловые деформации сами по себе не влияют на срок службы химически стабильных материалов.

При определении срока службы материалов, подвергающихся воздействию небольшого числа термоциклов, было получено, что поведение деформированного и напряженного материала изменяется при приложении циклической нагрузки. Хорошо известно, что материал может становиться под влиянием нагрузки напряженно-твердым, а при приложении нагрузки в другом направлении — пластичным. Однако вследствие так называемого эффекта Бушингера предел текучести уменьшается вдоль направления, перпендикулярного направлению приложения нагрузки. После длительного воздействия переменных нагрузок напряже-

ния в материале распределяются симметрично, он становится либо мягким, либо твердым по сравнению с исходным. Обычно после закаливающих условий материалы становятся мягче, а после отжига — тверже. Таким образом, можно ожидать, что слой припоя станет тверже после воздействия переменной деформации; не известно, однако, что произойдет, если будет осуществлено переменное комбинированное воздействие на материал деформации и температуры. Предполагается, что свойства, приобретенные слоем припоя при циклической деформации, соответствуют характеристикам материала при значениях средней температуры в используемом диапазоне термоциклирования [19]. Для диапазона термоциклирования от -180 до 100°C средним значением будет -40°C . Это значение температуры и необходимо использовать в расчетах. Хотя такое предложение целесообразно для материалов, свойства которых не изменяются в интересующем проектировщиков диапазоне, но такой подход не является корректным для материалов, подобных слоям припоя, свойства которого сильно изменяются при колебаниях температуры.

3.22. СРОК СЛУЖБЫ МЕЖЭЛЕМЕНТНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Выше проведен анализ процесса разрушений мест сварки электрических соединений, изготовленных из различных посеребренных материалов, с контактами солнечных элементов, покрытыми слоем серебра. Электрические соединения имели толщину 25 мкм и были с двух сторон покрыты серебром толщиной 5 мкм. Кремниевая пластина толщиной 254 мкм была с одной стороны покрыта серебром толщиной 3 мкм. Результаты анализа приведены на рис. 3.35—3.37. На рис. 3.35 показана зависимость изменения напряжения деформации сдвига в серебряном слое соединения, выполненного из различных материалов, от температуры в диапазоне от 100 до -196°C . В этом температурном диапазоне серебряное покрытие на кремнии становится пластичным, так что эффективная жесткость серебра в соединении ближе к модулю пластичности серебра, чем к модулю упругости. Этим объясняется довольно широкое распределение напряжений сдвига, которое не должно быть таким, если учитывать результаты анализа картины чисто упругих деформаций, описанного в § 3.10. Распределение эффективной пластической деформации показано на рис. 3.36, а на рис. 3.37 представлены расчетные значения срока службы — мест пайки и сварки, а также самого серебряного покрытия. Приведенные результаты по-

казывают значительное увеличение срока службы межэлементных соединений из молибдена и инвара (в меньшей степени — из ковара) по сравнению с серебром. Эти соединения имеют коэффициенты теплового расширения, близкие по значению к коэффициентам теплового расширения

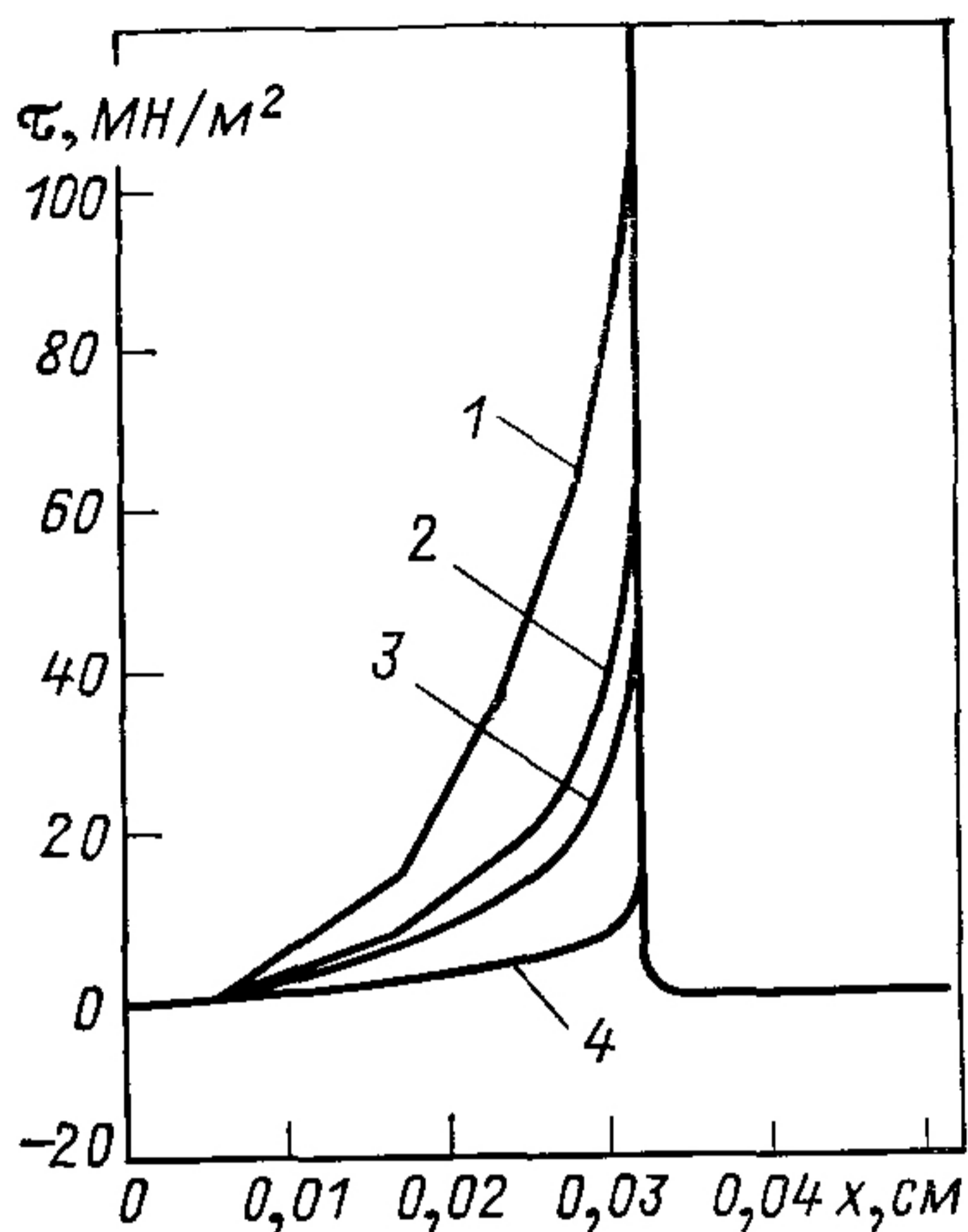


Рис. 3.35.

Рис. 3.35. Сравнение распределений касательных напряжений в межэлементных соединениях, изготовленных из различных материалов [2, 4]

1 — серебр, 2 — ковара, 3 — молибдена; 4 — инвара (x — расстояние от центра места сварки)

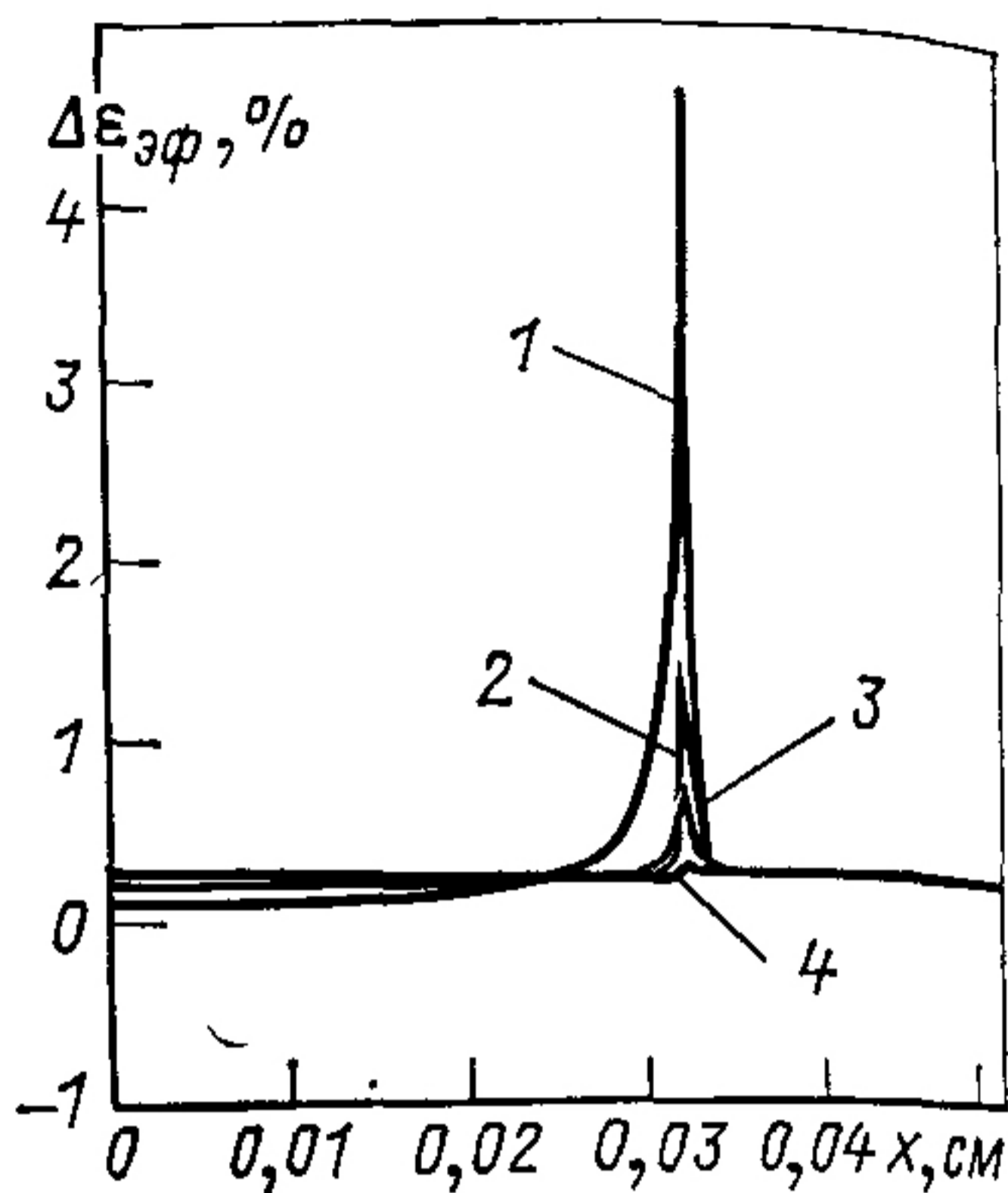


Рис. 3.36.

Рис. 3.36 То же, что и на рис 3.35, но для эффективной пластической деформации

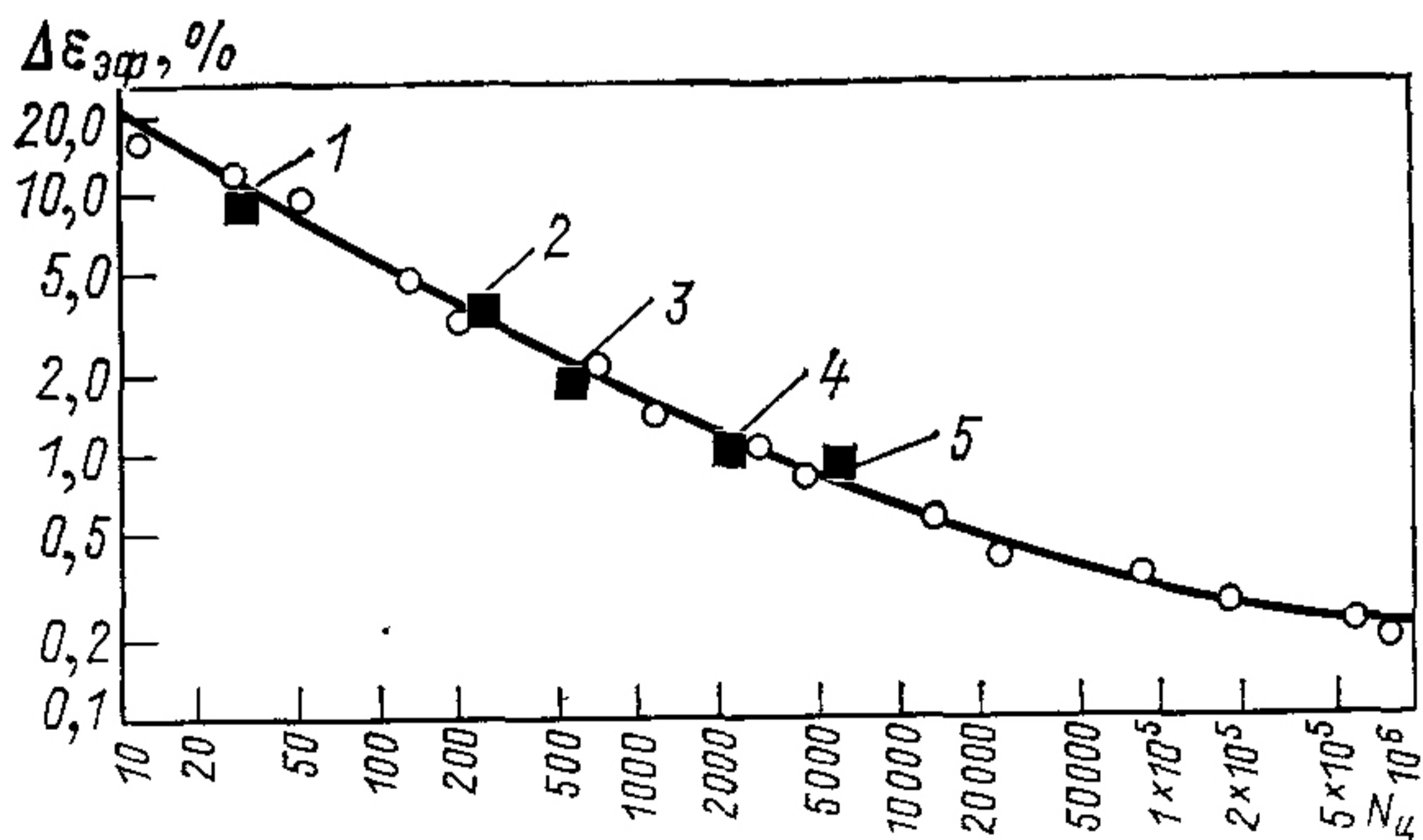


Рис. 3.37. Рассчитанные по $\Delta \epsilon_{\text{эф}}^{-t} = 0,00903 N_{\text{ц}}^{-0,12} + 0,770 N_{\text{ц}}^{-0,6}$ значения срока службы межэлементных соединений, изготовленных из различных материалов (сплошная кривая), и результаты экспериментов (точки) 1 — серебро; 2 — ковар, 3 — молибден; 4 — инвар; 5 — сплав серебра и платины

кремния. Серебряное сварное соединение довольно чувствительно к различию тепловых свойств материалов проводника контакта и полупроводника из-за малой толщины серебряного покрытия по сравнению с толщиной электрического проводника.

Результаты, полученные для паяных соединений одинаковых по толщине проводников, показывают, что подбор пар материалов оказывает меньшее влияние на свойства места соединений, чем характеристики припоя, из-за большой разницы между толщиной припоя и толщиной проводника.

Испытания на термоциклирование модулей солнечных батарей показали, что экспериментально наблюдавшиеся сроки службы паяных и сварных соединений значительно больше, чем расчетные. Одна из причин этого заключается в том, что тонкий слой нанесенного металла может иметь свойства, отличные от свойств массивного образца из того же материала. Другая возможная причина заключается в том, что результаты испытаний на срок службы получены при постоянной температуре, в то время как срок службы сильно зависит от напряжений, возникающих в результате больших колебаний температуры, при которых свойства материала могут существенно изменяться. Кроме того, газовая среда камеры, в которой проводились испытания, могла оказать влияние на результаты этих испытаний. Данные опытов по сроку службы были получены при проведении испытаний механически нагруженных материалов в стандартной атмосфере, в то же время как опыты по термоциклированию солнечных элементов выполнялись в атмосфере, насыщенной азотом. Имеются сведения, что при наличии кислорода снижается модуль усталости меди и свинца. Другие составляющие атмосферы могут также оказывать влияние на результаты испытаний.

3.23. ПРИМЕНЕНИЕ ДИОДОВ

В конструкции солнечных батарей используются блокирующие и шунтирующие диоды и диоды Зенера.

Блокирующие (изолирующие) диоды всегда помещаются в электрической цепи между солнечными элементами и выходными шинами. Они пропускают электрический ток от освещаемых солнечных элементов к нагрузке и блокируют ток, идущий в обратном направлении — от выходных шин к солнечным элементам, во всех случаях, когда напряжение какой-либо части солнечной батареи оказывается меньше выходного напряжения батареи в целом.

Шунтирующие диоды (байпасные или экранирующие) соединяются с солнечными батареями, а также с группами (или модулями) батарей параллельно. Когда солнечные элементы освещены, на шунтирующие диоды подается обратное смещение. В тот период, когда некоторые из солнечных элементов оказываются затененными, разрушенными или происходит разрыв электрической цепи, на шунтирующие диоды автоматически подается прямое смещение. В результате этого выходной ток в оставшихся освещенными солнечных элементах подводится к выходным шинам. Шунтирующие диоды в значительной степени устраняют отрицательное влияние на параметры батареи отдельных солнечных элементов, по каким-либо причинам сильно перегретых (см. § 1.45).

Диоды Зенера (ограничительные диоды) подсоединяются параллельно электрическим выводам солнечных батарей для того, чтобы ограничить максимальное значение выходного напряжения батарей при малой нагрузке или работе солнечных батарей в условиях низкой температуры для защиты чувствительных к напряжению элементов цепи, таких, как входные транзисторы в регуляторах мощности или конверторах.

3.24. БЛОКИРУЮЩИЕ ДИОДЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ СОХРАНЕНИЯ ЭНЕРГИИ

В те моменты, когда солнечные батареи полностью или частично затенены, они работают как последовательно соединенные диодные выпрямители, которые включены между контактами солнечных батарей и выходными шинами в прямом направлении по отношению к генерируемому батареями току. Значение тока, который можно отвести от неосвещенных батарей или цепочки элементов без изолирующих диодов, зависит от напряжения на выходных шинах и крутизны вольт-амперной характеристики солнечного элемента или цепи элементов в области между точками максимальной мощности и точкой, соответствующей напряжению холостого хода (рис. 3.38).

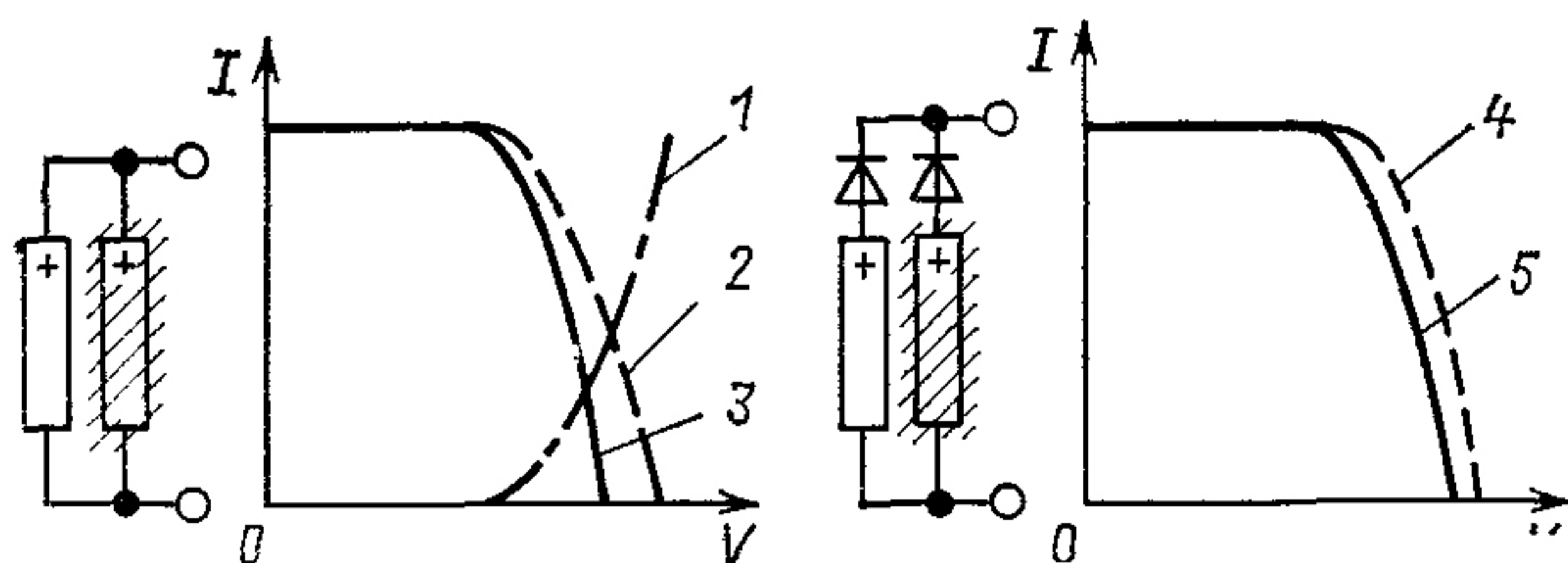


Рис. 3.38. Потери тока в неосвещенной части солнечной батареи: 1 — в неосвещенной части цепочки элементов; 2 — в освещенной цепочке элементов; 3 — в параллельно соединенных освещенной и неосвещенной цепочках элементов; 4 — в освещенной цепочке элементов без учета потерь тока в цепи диода, 5 — в освещенной цепочке элементов без учета потерь тока в цепи диода для случая параллельно соединенных освещенной и неосвещенной цепей

Блокирующие диоды сохраняют энергию не только в те моменты, когда солнечные элементы оказываются неосвещенными, но и в тот момент, когда электрическая мощность, вырабатываемая цепочкой солнечных элементов, падает до значения ниже напряжения на выходных шинах (точнее, когда напряжение цепочки V_{oc} падает ниже суммы рабочего напряжения на диодах). Блокирующие диоды, однако, вызывают падение напряжения, которое вычитается из выходного напряжения, создаваемого солнечными элементами, и тем самым вызывают потери энергии в те промежутки времени, когда солнечные элементы генерируют энергию. Например, обычно при напряжении на выходе батареи 30 В значение напряжения на диодах падает до 0,6 В, т. е. 2% генерируемой солнечными элементами энергии теряется на нагревание блокирующих диодов.

Решение вопроса, нужно ли использовать блокирующие диоды, может быть основано на сравнительной оценке количества энергии, вырабатываемой неосвещенными солнечными элементами (см. § 1.39) и потерями энергии в блокирующих диодах. На эту оценку может оказывать влияние относительное число неосвещенных солнечных элементов, выраженное в процентах от общего числа элементов и долях времени, в течение которого они были освещены. Для наземных фотогенераторов и солнечных батарей, установленных непосредственно на корпусе космического аппарата, блокирующие диоды совершенно необходимы. Для принятия решения об установке блокирующих диодов очень важно оценить колебания напряжения на выходных шинах, вызванные изменениями вольт-амперных характеристик солнечных батарей, которые в свою очередь связаны с изменением температуры и деградацией параметров батарей в течение всего космического полета.

3.25. БЛОКИРУЮЩИЕ ДИОДЫ В МОМЕНТЫ ПОВРЕЖДЕНИЙ ИЗОЛЯЦИИ

Достаточно точно установлено, что блокирующие диоды могут предотвращать очень серьезные нарушения подсистем при повреждении изоляции, например, короткое замыкание на выходных шинах. Такие повреждения могут возникать в кабелях, в электрических соединениях, в выводах, между последовательными цепочками солнечных элементов и проводящими элементами конструкции батарей, таких, например, как металлические несущие панели. Причины повреждений могут быть разные — это и неудачно выбранная конструкция, и неправильный монтаж, и трудные условия эксплуатации батарей. В последнем случае, имеющем место, как правило в космосе, при сборке, запуске, маневрах аппарата под влиянием теплового расширения и сжатия, высокотемпературных процессов (прорыв сквозных отверстий) в изолирующем слое и под воздействием ударов микрометеорных частиц возникают напряжения. Подобные эффекты могут возникнуть также и в наземных установках.

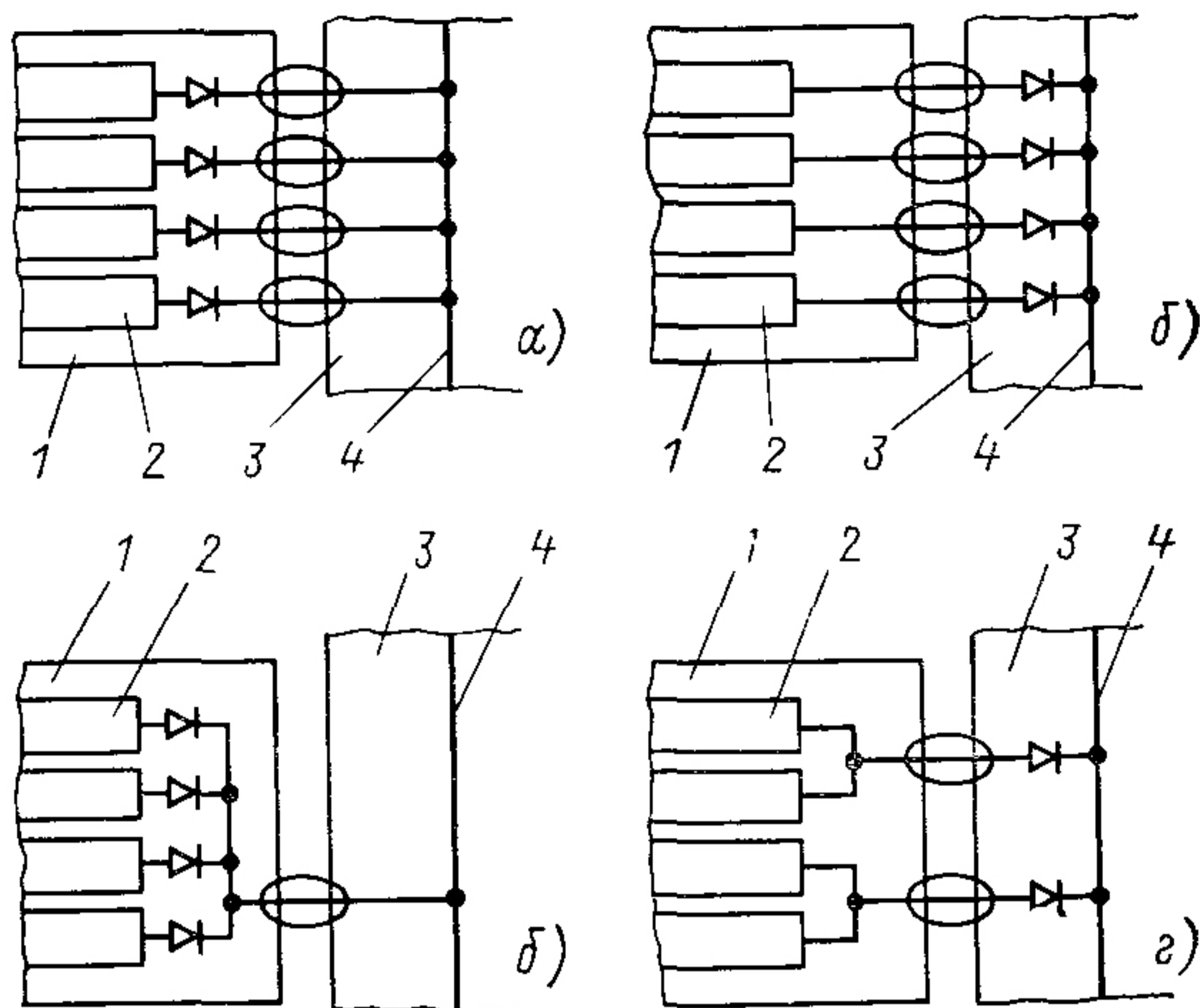


Рис. 3.39. Размещение блокирующих диодов и возможные места повреждений электрической цепи:

1 — батарея; 2 — цепочка элементов; 3 — корпус спутника; 4 — выходные шины батареи

На рис. 3.39 показано четыре различных способа размещения блокирующих диодов между батареями солнечных элементов и аппаратурой космического корабля. Те части электрических соединений, которые обведены на рисунке, обладают относительно высокой чувствительностью к любым нарушениям. В табл. 3.1 показано влияние различных повреждений диодов и соединительных проводов на параметры космических солнечных батарей для тех же четырех вариантов размещения блокирующих расходов, которые показаны на рис. 3.39. Эти батареи могли бы быть и наземными.

Таблица 3.1. Влияние различных повреждений диодов и соединительных проводов на параметры модулей солнечной батареи

Варианты размещения диодов на рис. 3.39	Потери выходной мощности модуля, %			
	При повреждении одного диода		При повреждении одного соединительного провода	
	Короткое замыкание	Разрыв	Короткое замыкание с корпусом	Разрыв
<i>a</i>	Около 0	25	100	25
<i>б</i>	То же	25	25	25
<i>в</i>	" "	100	100	100
<i>г</i>	" "	50	50	50

Необходимо провести анализ возможных нарушений и изучить их влияние на параметры батареи для каждой конструкции солнечных батарей, чтобы определить оптимальный способ размещения блокирующих диодов. Такой анализ показывает, как важна роль блокирующих диодов в обеспечении надежной работы солнечных батарей.

На рис. 3.40 представлены другие возможные серьезные виды нарушений, приводящих к короткому замыканию. Эти нарушения могут иметь место даже при наличии непроводящей подложки.

При низких температурах (на орбите в тени Земли) соседние последовательные цепочки солнечных элементов могут коснуться друг друга и вызвать тем самым почти короткое замыкание части солнечной батареи. Подобное повреждение возникает иногда и в отдельно взятой последовательной цепочке, если она размещена на панели таким образом, что при развороте ее в какое-то время на 180° положительный и отрицательный выводы цепочки оказываются рядом друг с другом.

3.26. ХАРАКТЕРИСТИКИ БЛОКИРУЮЩИХ ДИОДОВ

Общепринятыми блокирующими (изолирующими) диодами являются обычные высоконадежные выпрямительные диоды с подходящим номинальным током. Так как эти диоды используются в условиях космического вакуума с очень ограниченной возможностью передачи тепла за счет теплопроводности и излучения, они должны обладать меньшими значениями обратных токов по сравнению с диодами, используемыми на Земле. Более высокие температуры работающих в космосе диодов приводят к положительному эффекту, который состоит в снижении падения напряжения на диодах при прямом направлении тока.

Блокирующие диоды и солнечные батареи часто представляют собой единое целое, при этом используются физические свойства солнечных батарей и электрические свойства обычных выпрямительных диодов. Такие блокирующие диоды особенно полезны для гибких солнечных батарей. Диоды, выполненные на той же пластине полупроводника, что и сам солнечный элемент, необходимо защищать от воздействия внешней среды с помощью покрытий. Они должны иметь характеристики, подобные приведенным ниже.

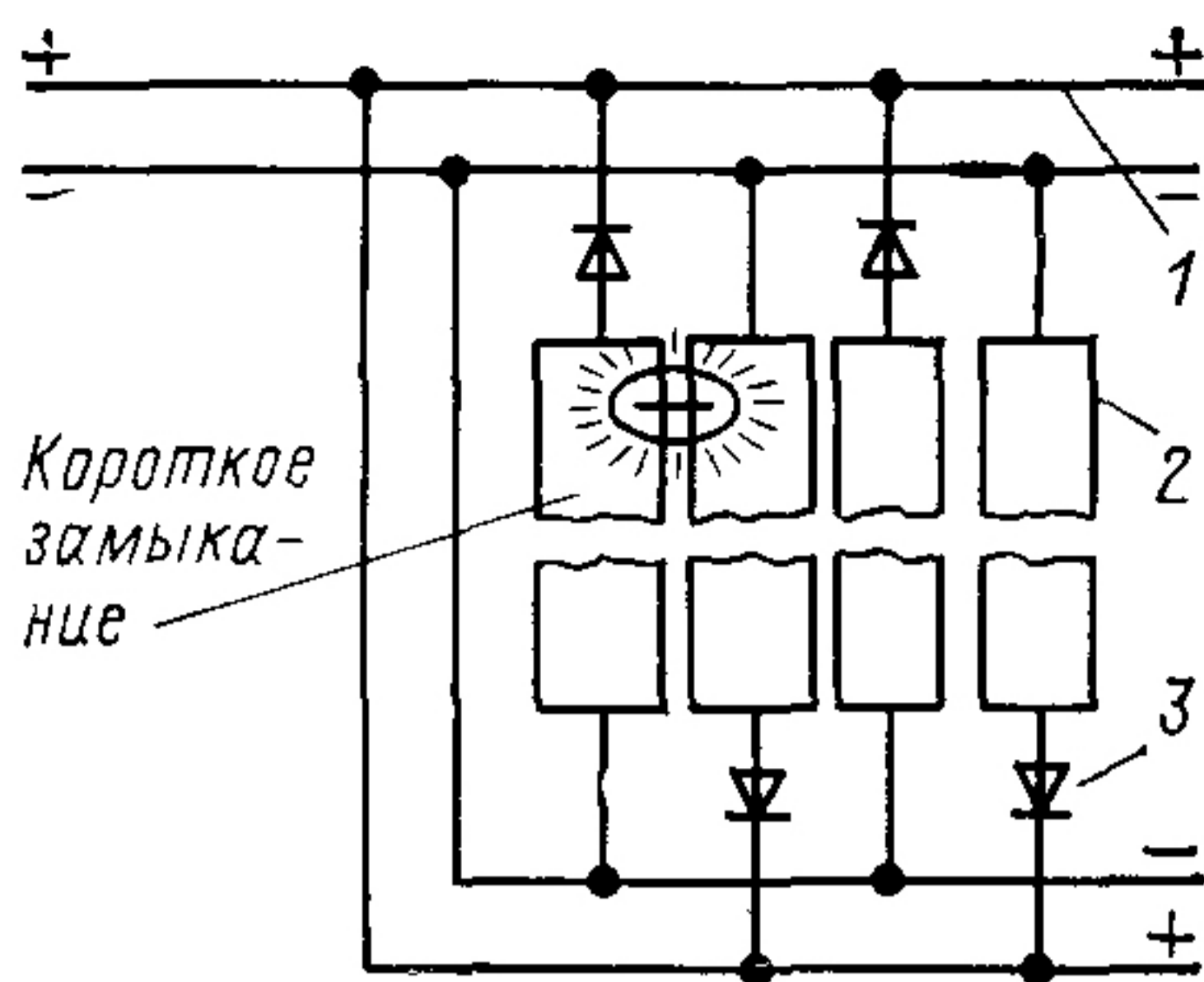


Рис. 3.40. Короткое замыкание между двумя цепочками солнечных элементов, при котором блокирующие диоды предотвращают разрушение выходных шин:

1 — выходная шина; 2 — цепочка элементов; 3 — блокирующий диод

Размеры (включая покрытие)	10×20×0,38 мм
Масса (максимальная)	0,258 г
Прямое падение напряжения (максимальное при 20 °С)	0,8 В при 0,3 А; 1,2 В при 3,0 А
Обратный ток утечки (максимальный при 20 °С)	0,1 мА при 80 В; 1,0 мА при 140 В
Защитное покрытие	Плавленый кварц, стекло ⁴ марки Корнинг 7490 (вторая поверхность алюминирована)
Клеящий слой	RTV 3144 (кремнийорганический каучук, полимеризующийся при комнатной температуре) или др.
Оптические и теплофизические характеристики диодов, покрытых стеклом	$\alpha_S = 0,10 \pm 0,01$; $\varepsilon_H = 0,81$

В результате отрицательного воздействия корпускулярного облучения характеристики блокирующих диодов ухудшаются. Облучение приводит к уменьшению падения напряжения на диоде в прямом направлении и возрастанию обратного тока утечки. Однако увеличение токов утечки на несколько порядков (от микроампер до миллиампер) несущественно для большинства диодов.

Некоторые блокирующие диоды, имеющие стеклянную оболочку, чувствительны к свету, падающему перпендикулярно оси на поверхность диодной пластины из кремния. Освещение выпрямительного диода вызывает изменение диодных характеристик, подобно тому как изменяются аналогичные характеристики солнечных элементов при освещении. Отрицательное влияние освещения на характеристики блокирующих диодов прежде всего проявляется в возрастании падения в прямом направлении и слишком высоком обратном токе, который можно сравнить по значению с темновым током утечки.

Прямой и обратный токи диода зависят в данном случае от потока света, падающего на *p-n*-переход диода.

Спецификация блокирующих диодов может изменяться в зависимости от размещения диодов на солнечных батареях или на космическом аппарате. Однако главное состоит в отборе блокирующих диодов согласно критериям, изложенным ниже.

Блокирующие диоды должны обладать:

1) наименьшим возможным значением падения напряжения при прохождении номинального тока в прямом направлении и при реальном значении температуры работающего диода (часто за номинальное значение тока принимают его среднее значение или максимальный ток в конце срока активного существования космического аппарата);

2) достаточно высоким значением максимального обратного напряжения, определенным на основе сведений о работе диода после кор-

пускулярного облучения при наихудших температурных условиях и при наибольших значениях напряжения на выходных шинах (сложного с напряжением на диодном *p-n*-переходе) и при предположении, что произошло короткое замыкание в последовательной цепи солнечных элементов;

3) надежностью и возможностью предотвратить нарушение работы батарей (способ, с помощью которого можно предотвратить возникновение нарушений, приводящих к разрыву электрической цепи, состоит в использовании параллельно соединенных диодов, что может существенно повысить надежность батареи);

4) способностью выдерживать термоциклирование на протяжении всего полета без каких-либо механических и электрических повреждений;

5) наибольшим допустимым значением равновесной рабочей температуры.

3.27. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ШУНТИРУЮЩИХ ДИОДОВ

Шунтирующие (или байпасные) диоды используются для уменьшения потерь выходной мощности и защиты солнечных батарей. Выходная мощность частично затененных элементов солнечных батарей может уменьшиться на величину, большую той, на которую по предварительному расчету могла бы уменьшиться мощность при полном затенении батарей. Этот механизм и вопрос о том, как с помощью шунтирующих диодов можно улучшить способность солнечных батарей вырабатывать электроэнергию, детально обсуждались в гл. 1.

Способность солнечных батарей вырабатывать электроэнергию при полной освещенности уменьшается при наличии элементов с трещинами или полностью вышедших из строя. Это происходит, когда электрический контакт отдельных частей треснувших элементов с остальными элементами батареи оказывается нарушенным. Влияние треснувших элементов на параметры батарей подобно эффекту частичного затенения батарей.

Шунтирующие диоды устанавливаются между отдельными элементами, между рядами параллельно соединенных элементов (групп) или между модулями (несколько групп, соединенных последовательно). На шунтирующие диоды подается обратное напряжение, когда солнечные элементы полностью освещены. Если ток через какую-нибудь группу солнечных элементов оказывается уменьшенным, то это может произойти в результате затенения или разрушения солнечных элементов. Эта дефектная группа оказывается под действием обратного смещения; следовательно, на параллельно соединенный с ней шунтирующий диод подается прямое смещение и может протекать полный ток через снабженную шунтирующим диодом группу. Однако выходное напряжение последовательной цепи солнечных элементов, содержащей такую дефектную группу, уменьшается на величину падения напряжения на шунтирующем диоде.

Солнечные элементы в батареях, отдельные части которых попадают в тень, могут совсем выйти из строя из-за высокого обратного напряжения и рассеяния мощности, что приводит к появлению разрывов в цепи солнечных элементов

Большое обратное смещение, вызванное повреждением, может быть ограничено путем установки шунтирующих диодов

3 28. ХАРАКТЕРИСТИКИ ШУНТИРУЮЩИХ ДИОДОВ

В настоящее время используются шунтирующие диоды трех типов: обычные диоды, выпрямительные диоды, заключенные в корпус, бескорпусные диодные пластины и шунтирующие диоды, составляющие единое целое с солнечными элементами (так называемые интегральные диоды)

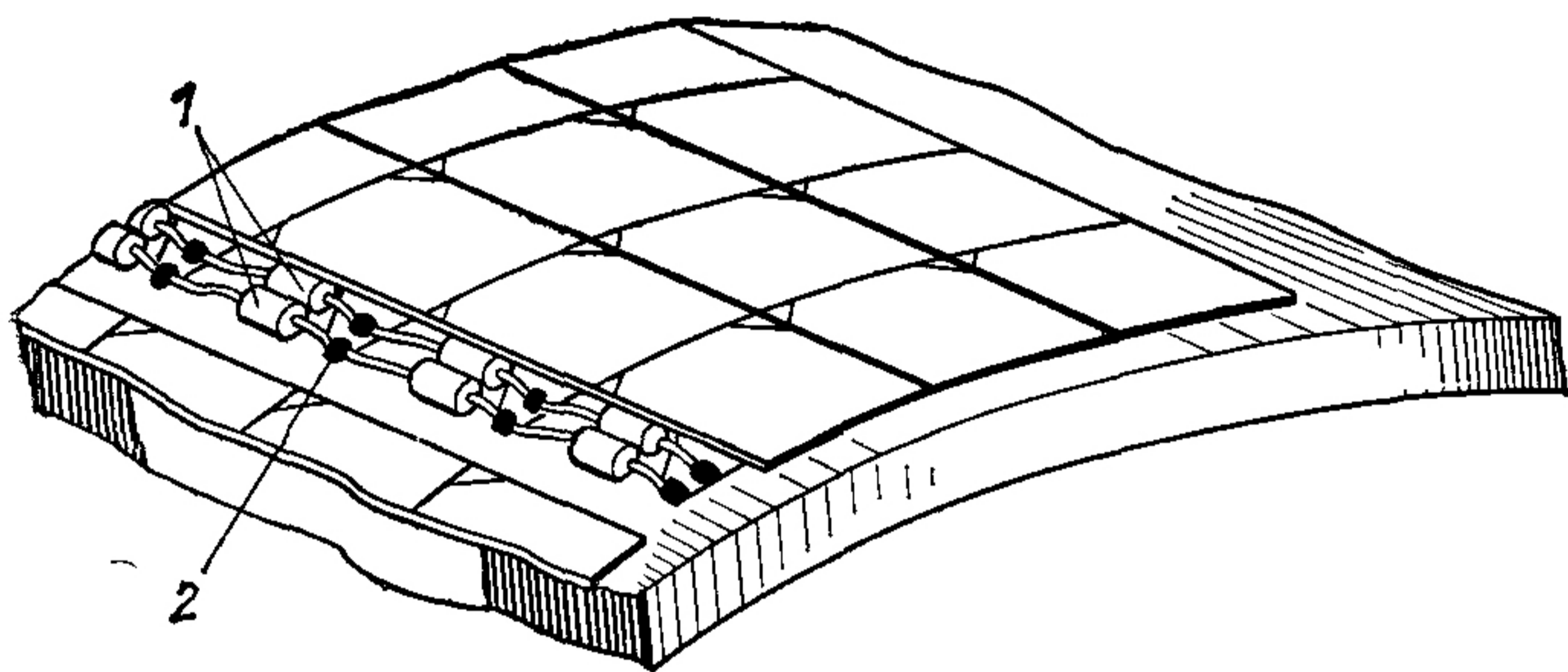


Рис 3 41 Шунтирующие диоды (1) и выводы выходных шин (2) в батареях солнечных элементов

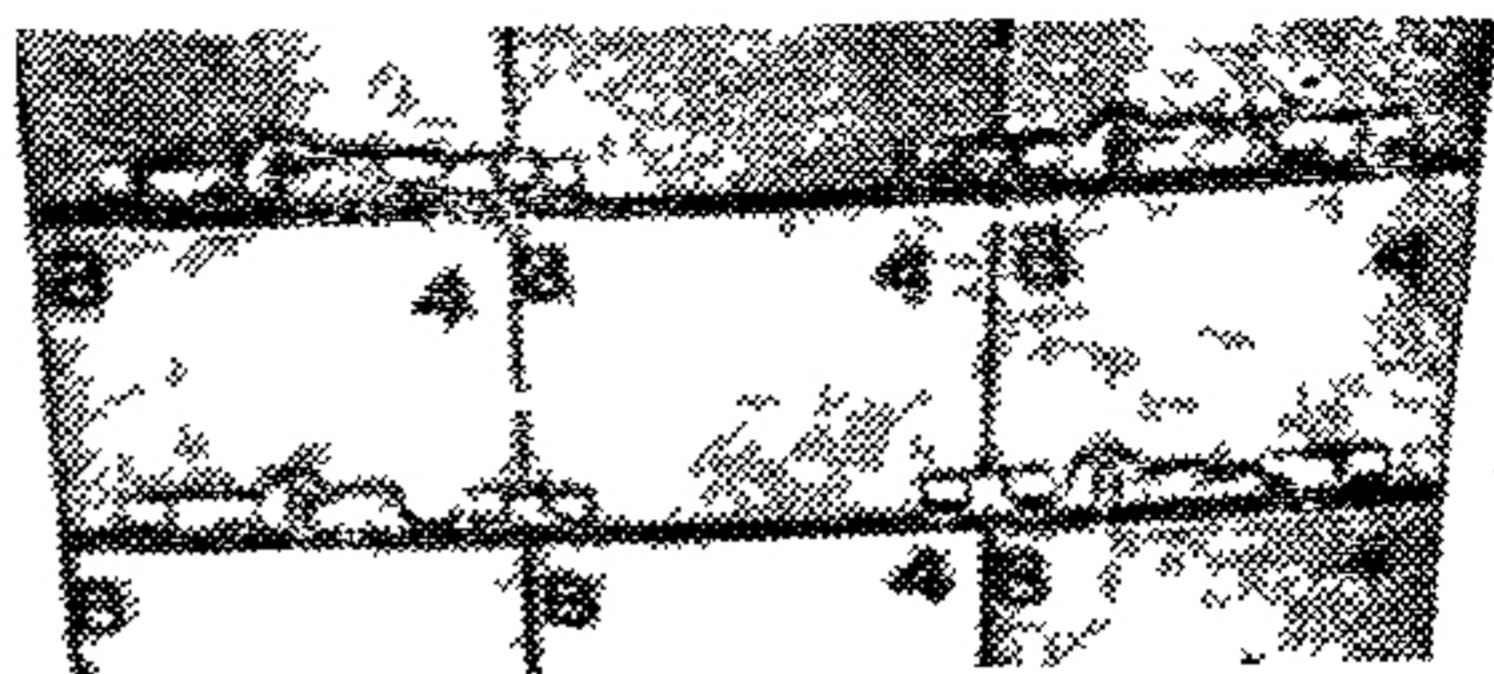
Важнейшими критериями при выборе шунтирующих диодов являются их размеры и возможность компоновки с солнечными элементами. Практически проблема установки шунтирующих диодов состоит в размещении их в непосредственной близости от солнечных элементов или групп, для защиты которых они предназначены.

Использование обычных выпрямителей в качестве шунтирующих диодов может привести к некоторому снижению плотности упаковки солнечных элементов, потому что обычные диоды и их выводы занимают значительную часть пространства (рис 3 41). На относительно маленьких панелях солнечных элементов (когда необходимо осуществить защиту с помощью шунтирующих диодов только нескольких групп элементов) пространство (или часть поверхности батареи), требуемое для размещения обычных диодов, может оказаться вполне приемлемым, однако для обеспечения защиты относительно больших панелей с большим числом элементов обычные диоды использовать нельзя — они займут слишком много места.

Для защиты большого числа солнечных элементов с плотной упаковкой шунтирующие диоды лучше располагать под солнечными

элементами На рис 3 42 показан один из возможных путей использования бескорпусных диодных пластин в гибком модуле, состоящем из перекрывающихся друг друга солнечных элементов Пара диодов спойкойно защищает любой из трех элементов размерами 2×2 см, входящих в состав каждой маленькой группы После монтажа ни диоды, ни расширяющиеся соединительные петли, идущие от межэлементных соединений солнечных элементов, не были погружены в клеящий слой Межэлементные соединения солнечных элементов и выводы диодов

Рис 3 42 Диоды в виде выпрямляющих пластин, распотожженные на тыльной стороне модуля из солнечных элементов соединенных внахлест



были выполнены из ковара, покрытого медью и слоем припоя Диодные пластины касались солнечных элементов, но не крепились к ним Такая конструкция была подготовлена для термоциклирования в диапазоне температур от -160 до $+80$ °С в течение 300 циклов Диоды были изготовлены по специальному заказу (одна партия)

Значительные усовершенствования в использовании шунтирующих диодов (в плотности их упаковки), особенно для батарей из солнечных элементов, установленных на подложке плоско и рядом друг с другом

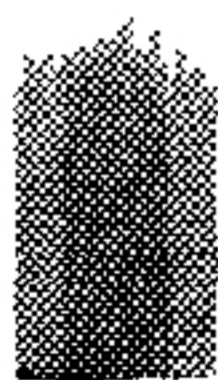


Рис 3 43 Конструкции модуля солнечных элементов (1), отдельных солнечных элементов с интегральными шунтирующими диодами (2) и собирающей шиной (3)

и соединенных с помощью изогнутых переходных шин, в принципе могут быть достигнуты при использовании солнечных элементов вместе с интегрирующими диодами. На рис. 3.43 показаны конструкции солнечных элементов и их межэлементных соединений. На рис. 3.44 представлена схема конструкции межэлементного соединения, предназначенной для использования вместе с такими элементами. На рис. 3.45 видно характерное для интегральных диодов относительно высокое падение напряжения в прямом направлении, что делает их непригодными

для использования в солнечных батареях с низким выходным напряжением (менее 100 В), но вполне допустимыми для высоковольтных солнечных батарей (более 1 кВ). При обратном напряжении вплоть до 30 В наблюдались незначительные токи утечки.

Сообщалось [28], что солнечные элементы с интегральными барьерными диодами Шоттки имеют более низкую величину падения

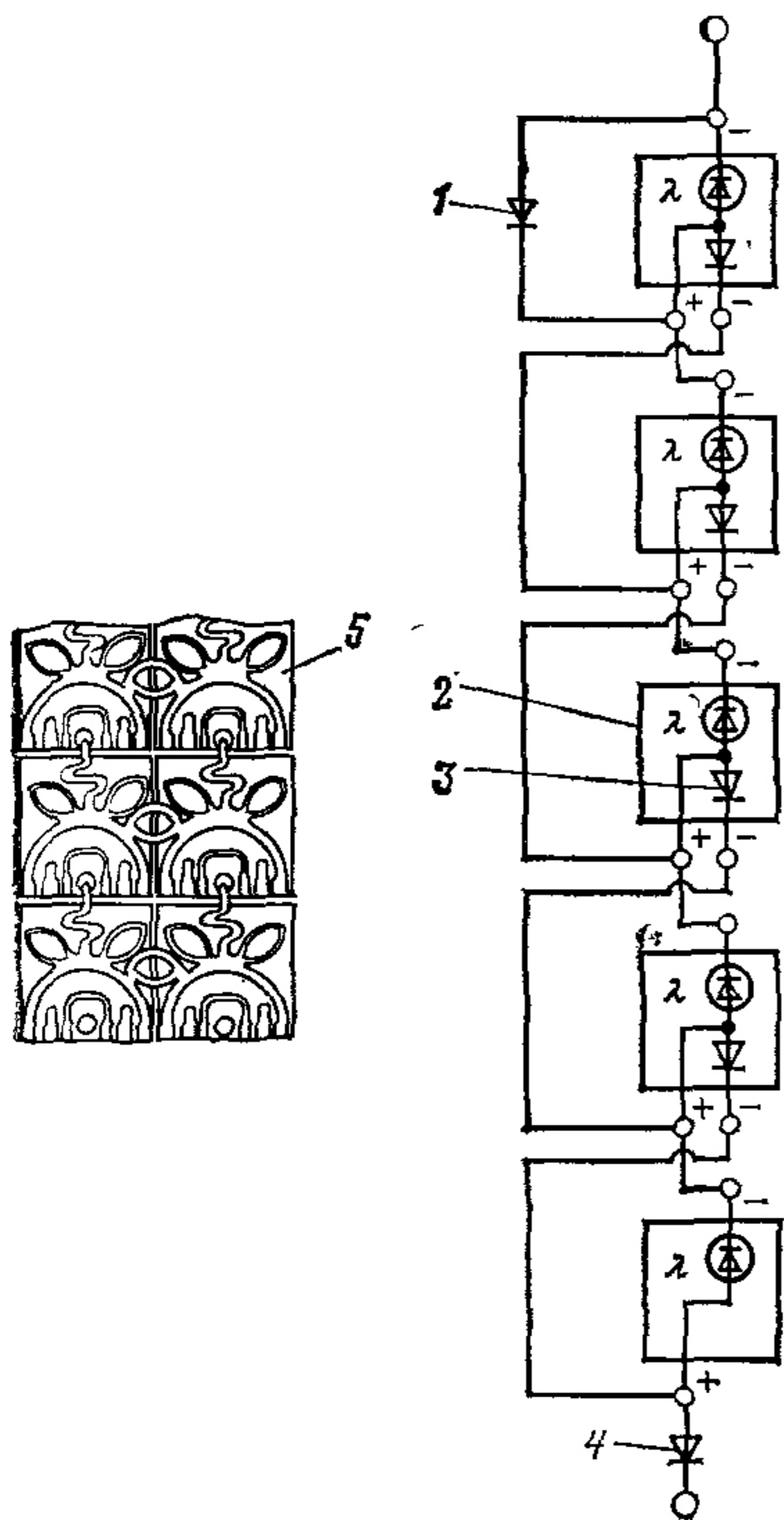


Рис. 3.44. Электрическая схема цепочки интегральных диодов: 1 — диод; 2 — солнечный элемент; 3 — интегральный диод; 4 — изолирующий диод; 5 — обычная сборка

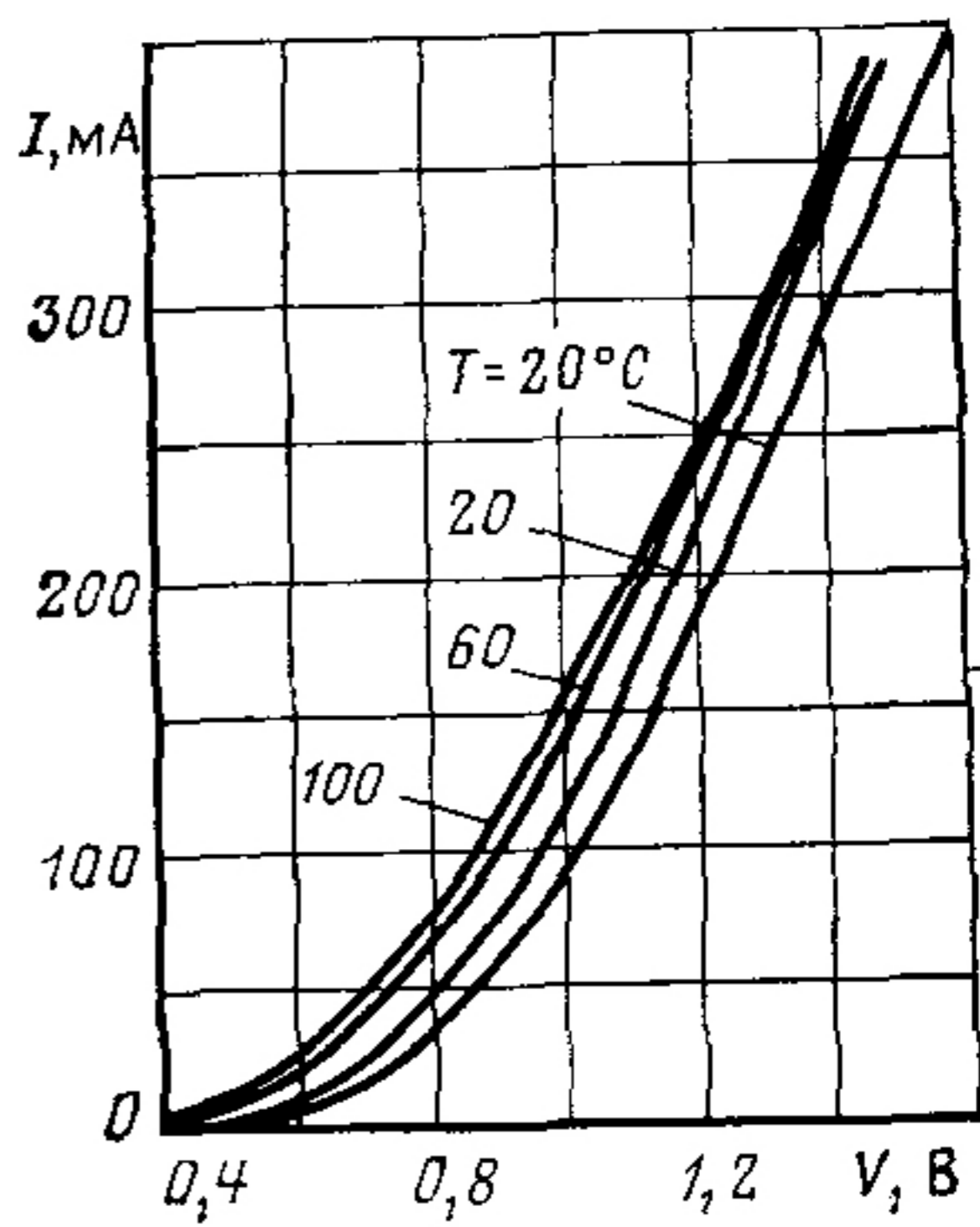


Рис. 3.45. Прямые вольт-амперные характеристики интегральных диодов

прямого напряжения, чем диффузные диоды. Для изготовления барьеров Шоттки (большая часть носителей образуется в области перехода металл — полупроводник) применялись контакты из сплава титана, палладия и серебра: Ti—Pd—Ag. Эти контакты для образования диода в результате термообработки превращались в неомические. Полученные таким образом диоды имели небольшие размеры для того, чтобы снизить падение напряжения в прямом направлении, но протяженность

поверхности, на которую выходит барьер Шоттки, должна быть большой. Падение напряжения на диоде было равно 1,2 В для солнечного элемента с сопротивлением базового слоя 10 Ом·см и 0,8 В для элемента с сопротивлением базы 1 Ом·см при токе 0,15 А в условиях комнатной температуры.

Диоды Шоттки (как и диффузные диоды), созданные в базовой полупроводниковой пластине на тыльной поверхности солнечных элементов, уменьшают выходную мощность элементов. Это объясняется увеличением последовательного сопротивления элемента в области базы, наличием токов утечки через интегральный шунтирующий диод, наличием фотовольтаического тока, возникающего в шунтирующем диоде и имеющего такое направление, при котором его надо вычитать из выходного тока элемента, существованием транзисторного эффекта, вызывающего ток, который тоже надо вычитать из тока элемента. Чтобы уменьшить эти потери, конструкция солнечных элементов с интегральными шунтирующими диодами должна быть тщательно продумана, а процесс их изготовления необходимо подвергать строгому контролю.

3.29. ДИОДЫ ЗЕНЕРА

Диоды Зенера, известные также как лавинно-пролетные диоды, ограничивают максимальное напряжение, которое может вырабатываться в цепи солнечных элементов (рис. 3.46). Пока напряжение в цепи меньше, чем напряжение пробоя V_3 , диод Зенера не проводит электрический ток. Однако если выходное напряжение цепи начинает превышать V_3 , то диод Зенера автоматически уменьшает напряжение цепи до V_3 .

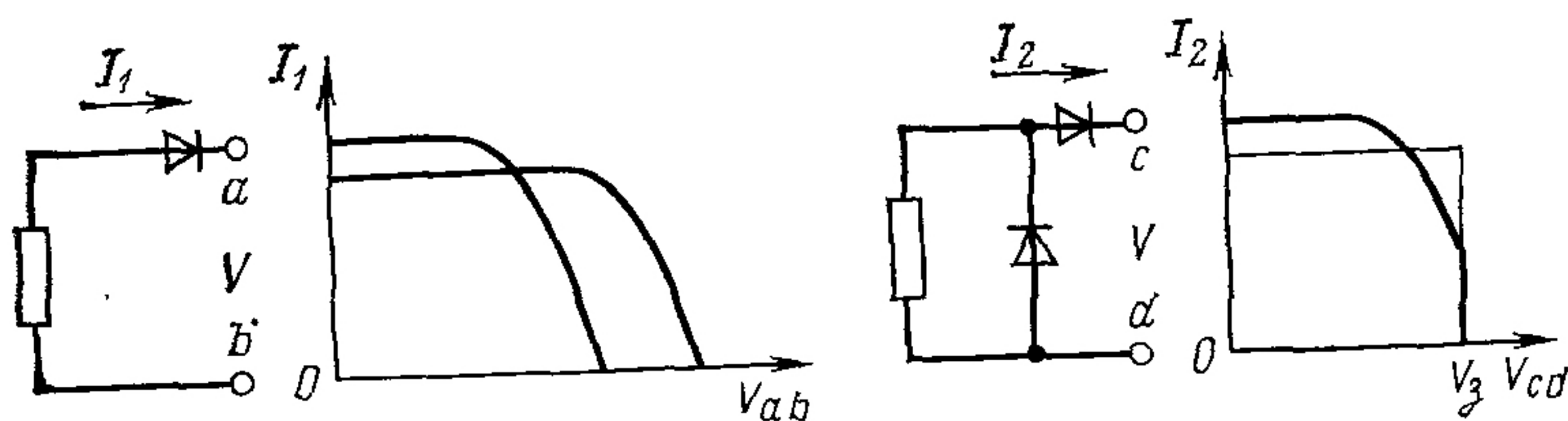


Рис. 3.46. Диоды Зенера как ограничители напряжения

Диоды Зенера рассеивают мощность, равную $P_3 = V_3 I_3$. Поскольку эта мощность бывает слишком большой и рассеяние тепла излучением, присущее космосу, может оказаться не очень эффективным, то диоды Зенера соединяют последовательными цепочками и размещают обычно на сравнительно большом расстоянии друг от друга. Закрепление диодов на относительно тяжелых, преимущественно металлических структурных элементах обеспечивает хороший теплоотвод.

Стянутые шпильками пакеты диодов устанавливаются на изолирующие прокладки, обладающие достаточно высоким пробивным напряжением и стойкие к воздействию повышенных температур.

3.30. ПРОВОДА И КАБЕЛИ

Электрические провода используются в солнечных батареях для обеспечения оптимальной проводимости и пространственного ограничения протекающих токов пределами заданных контуров. Оптимальная проводимость достигается в результате отбора и маркирования проводников по следующим параметрам: электрической проводимости (или сопротивлению), площади поперечного сечения, длине, температурному коэффициенту сопротивления, массе, стоимости, стойкости к воздействию изгибающих усилий при сборке и во время эксплуатации солнечных батарей. Для применения в жестких конструкциях солнечных батарей предпочтительны сплошные провода. Для гибких батарей нужны витые провода.

Пространственное ограничение постоянного электрического тока в пределах заданных контуров обеспечивается за счет тщательной изоляции и для некоторых цепей — за счет соответствующей защиты от дуговых разрядов. Изоляция обеспечивается посредством одного или более слоев и оболочек, изготовленных из диэлектрических материалов, окружающих проводник. Диэлектрические материалы подбирают с учетом их способности выдерживать разнообразные воздействия, возникающие в ходе эксплуатации: нагрев, влажность, космическое излучение, пробивное напряжение. Для наземных применений некоторые проводники должны иметь механическую защиту поверх диэлектрического слоя, называемую оплеткой или армирующей оболочкой.

В чувствительных переходных цепях иногда применяют экранированные защищенные проводники. Витые (скрученные) проводники позволяют обычно избавиться от нежелательной переменной составляющей, вызывающей повышение уровня помех. В некоторых случаях витые проводники используют для снижения электромагнитных помех, которые создаются в переключателях и преобразователях мощности или возникают при прохождении тока по проводящим соединениям батарей. Проводники связывают в связки проводов или жгуты. Подсистемы, состоящие из нескольких проводников и обычного одного или нескольких разъемов, известны как сборные шины или выводящие кабели. Проводящие части плоских кабелей могут иметь форму круглых или плоских проводников.

Проводники подразделяются по проводимости материала, из которого они изготовлены, размерам, площади поперечного сечения, определяющей проводимость, напряжению изоляции и допустимому рабочему диапазону температур. Наиболее широко используемым проводящим материалом является медь. Алюминий применяется значительно реже.

3.31. СПОСОБЫ СОЕДИНЕНИЙ ПРОВОДНИКОВ

Основной метод подключения батарей солнечных элементов к проводникам коллектора мощности подобен основному методу подсоединения к системе проводников, предназначенных для распределения выходной мощности; различие состоит лишь в том, что токи имеют противоположное направление. Важно, чтобы имелась возможность разъединять поврежденную часть батареи и основную электрическую цепь, так же как в системе распределения выходной мощности нужно бывает отсоединить поврежденную нагрузку от главной распределительной сети. Автоматическое отключение такого типа в большой батарее солнечных элементов может оказаться совсем не простым делом из-за существования внутреннего импеданса между цепью солнечных элементов и частью электрической нагрузки, связанной с поврежденной частью батареи.

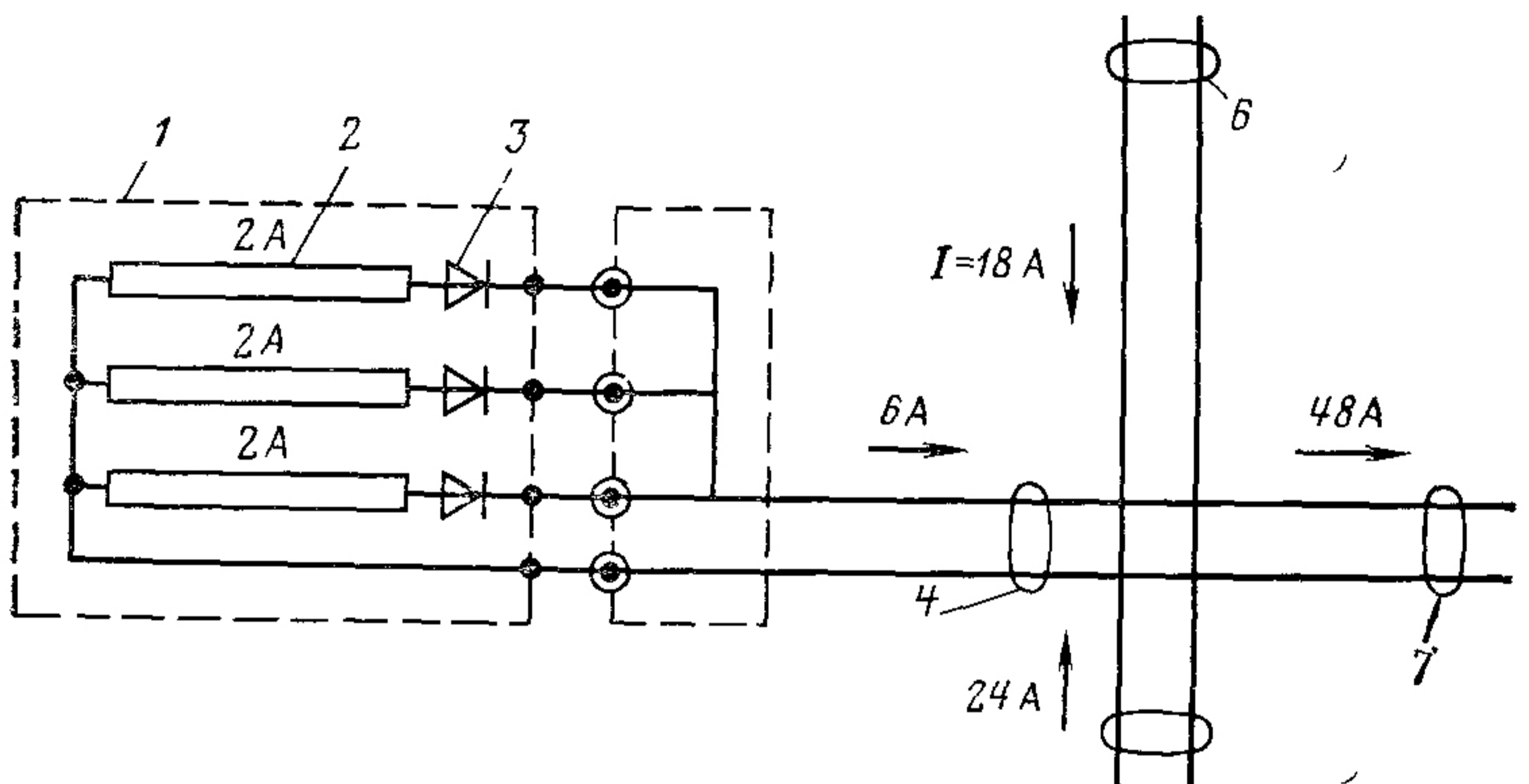


Рис. 3.47. Пример соединения модуля элементов с выходными шинами и другими электрическими цепями:

1 — модуль солнечных элементов; 2 — обычная цепочка солнечных элементов; 3 — блокирующий диод; 4 — кабель; 5 — кабельное соединение с другими модулями; 6 — основные токовыводящие шины

Для проведения начальных испытаний и последующего контроля за рабочим состоянием системы желательно иметь возможность отделять цепи солнечных элементов сравнительно малой мощности от системы проводников основного выходного коллектора. На рис. 3.47 показан пример соединения, которое обычно используют в больших солнечных батареях: цепочки солнечных элементов соединены с шинами прямо на панели, чтобы уменьшить число проводящих линий и максимально развязать выходные электрические цепи; при увеличении числа цепочек, соединенных вместе, сводятся к минимуму общая масса и стоимость проводов, используемых в батарее. Как показано на рисунке, размеры проводов увеличиваются пропорционально нагрузке.

Электрическое заземление важно как для космических, так и для наземных батарей. Космические батареи должны быть заземлены¹ для защиты от резонансных электрических помех (РЭП), в то же время наземные батареи необходимо заземлять в основном для обеспечения безопасности обслуживающего персонала. Заземляющая шина панелей солнечных батарей (по всей ее длине) должна быть выведена отдельно от выводных сборных токоведущих шин солнечных элементов как в случае космических, так и наземных батарей.

Электрические соединения космических батарей могут образовывать также петли, которые вызывают появление нежелательных на космическом аппарате магнитных полей. Поэтому может оказаться необходимым расположить цепи и проводники таким образом, чтобы соседние солнечные элементы уничтожали магнитные поля друг друга (см. § 2.38).

Минимальные размеры соединительных проводников и запас электрической прочности изоляции должны быть указаны отдельно в проектной документации на солнечные батареи, предназначенные для космических полетов.

Отбор и монтаж электрических соединений солнечных батарей должны проводиться с особой тщательностью, при этом надо учитывать следующее.

1) Проводники, имеющие острые края, использовать нельзя. Их необходимо заменить, так как края могут прорезать изоляцию и вызвать короткое замыкание цепи. Изоляция проводников должна обладать достаточной прочностью, чтобы противостоять деформации среза.

2) Необходимо обеспечить возможность использования расширительных соединительных петель, так как при изменении температуры медь сжимается и расширяется со скоростью, отличной от скорости сжатия и расширения алюминия, эпоксидной стекловолоконной изоляции, каптона и некоторых других материалов, что вызывает относительное перемещение отдельных составных частей батарей.

3) Количественные и качественные характеристики мест крепления проводников (контактных точек, кабельных зажимов и т. д.) должны обеспечивать возможность предотвращения повреждения проводников в течение времени активного существования солнечных батарей в космосе или при изгибе наземных батарей, вызванном ветром, вибрацией и т. п.

4) Изоляционные свойства материалов не должны изменяться от воздействия ультрафиолетового излучения и значительных доз облучения заряженными частицами в течение полета, а также температурных воздействий в реальных условиях функционирования солнечных батарей, включая нагрев проводников, вызванных протеканием через

¹ Точнее, электрически соединены с корпусом космического аппарата. — *Прим. ред. пер.*

них электрического тока, и от влажности и других условий окружающей среды во время эксплуатации.

5) При выборе размеров проводников должны учитываться возможности их температурного расширения и то обстоятельство, что проводники, расположенные внутри кабелей, будут нагреваться до более высоких температур, чем внешние.

6) Радиус изгиба отдельного проводника должен по крайней мере в несколько раз превышать его наружный диаметр. Радиус изгиба связки проводников должен не меньше чем в 10 раз превышать ее внешний диаметр.

7) Проводники, обеспечивающие обратную связь и служащие для протекания обратного тока, необходимо свивать с проводами, по которым ток течет в прямом направлении, если это возможно.

8) Сигнальные провода (от температурных датчиков и др.) должны закрепляться как можно дальше от выходных шин.

9) Витые проводники обладают более длительным временем жизни при сгибающих нагрузках, чем сплошные проводники.

10) Проводники и связки проводников, проложенные по гибкой поверхности, а также используемые для получения петлеобразных соединений и т. п., должны быть изготовлены из свитых проводников и образовывать расширительные петли вблизи мест пайки или сварки, чтобы при нагрузках, возникающих в этих местах, происходило как можно меньше изгибов и переплетений проводников.

3.32. СОЕДИНЕНИЯ НАЗЕМНЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Общепринятые практические правила, нормы и стандарты для разработки наземных фотовольтаических систем пока еще не сформулированы. Однако, вероятно, установленные в различных странах правила и стандарты при разработке вопросов производства и передачи энергии могут быть использованы при создании солнечных батарей. В США имеется Национальный электрический кодекс, который устанавливает минимальные размеры электрических соединений, что необходимо в первую очередь для безопасности работы обслуживающего персонала и, кроме того, отвечает технике противопожарной безопасности.

Большинство правил и стандартов связано с пожарной безопасностью и предупреждением возможности поражения электрическим током. По этой причине они применимы как в низковольтных системах, так и в системах, которые не связаны с сетью электроснабжения населения.

Несмотря на то что системы наземных солнечных батарей являются пока еще в значительной степени экспериментальными, рекомендуется придерживаться применимых к ним разделов существующих правил и стандартов.

3.33. СОЕДИНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Правила соединения проводников для космических солнечных батарей аналогичны тем, которыми руководствуются проектировщики наземных батарей, за исключением тех случаев, когда необходимо использовать правила и стандарты, предъявляемые к конструкциям, устанавливаемым в военных целях, стандарты Национальной ассоциации по космическим исследованиям, а также различную конструкторскую документацию, используемую в космической промышленности. Кроме того, в космосе доминирующее воздействие на солнечные батареи оказывает ионизирующее излучение, в то время как при наземном применении солнечных батарей главную роль среди факторов окружающей среды играет погода.

Для космических солнечных батарей критическим параметром является масса. Для небольших батарей, генерирующих мощность, меньшую чем 1 кВт, требования, предъявляемые к массе, определяются соображениями надежности и удобств переноски, а для больших батарей — возможными потерями электрической мощности (при использовании электрических проводов небольшого сечения и малой массы). Для батарей, мощность которых лежит в диапазоне от 0,5 до 2 кВт, потери энергии в системе электропроводников составляют 1—4%, что обычно происходит из-за стремления уменьшить массу энергетических подсистем.

3.34. ХАРАКТЕРИСТИКИ ИЗОЛЯЦИИ ПРОВОДОВ

Характеристики наиболее известных изоляционных материалов, предназначенных для наземного использования, приведены в табл. 3.2.

Таблица 3.2. Эксплуатационные характеристики изоляционных материалов, предназначенных для наземного использования

Изоляционный материал	Диапазон максимальных рабочих температур, °C	Допустимые условия эксплуатации
Резина теплостойкая	75—90	Сухая атмосфера
Резина влагостойкая, теплостойкая	60—95	Сухая и влажная атмосфера
Термопласты теплостойкие	60—90	Только сухая атмосфера
Термопласты теплостойкие, влагостойкие и теплостойкие	60—75	Сухая и влажная атмосфера
Асбест	90—125	Только сухая атмосфера
Фторэтиленпропилен	90—2000	Особые
Каптон (полиамид)	200—350	
Кембрик асботированный или с кислотостойким покрытием	85—110	Сухая и влажная атмосфера

Таблица 3.3. Эксплуатационные характеристики изоляционных материалов, применяемых в наземных и космических условиях

Характеристика материалов	Каптон ¹	Тефлон ² TFE	Тефлон ³ FEP	PTFE ⁴	Тефзель ⁵ ETFE	Кинар ⁶ PVF ₂
Максимальная рабочая температура, °С	200	260	200	—	150	150
Минимальная рабочая температура, °С	—273	—273	—273	—273	—	—65
Температура кратковременной эксплуатации, °С	500	325	280	327	—	300
Предел прочности на разрыв, МН м ²	170	28	20	—	—	7÷34
Максимальное относительное удлинение, %	70	300	250—330	200—300	200	150—300
Сопrotивляемость срезающих нагрузок	Очень высокая	Высокая	Высокая	Хорошая	Хорошая	Хорошая
Радиационная стойкость	Очень высокая	Высокая	Высокая	10 ⁸ Гр	Очень высокая	10 ⁶ Гр
Плотность, г см	1,42	2,15	2,14— 2,17	2,13— 2,20	1,7	1,3—1,76

¹ Полиамидная пленка.

² Пленка из фторопласта-3.

³ Пленка из сополимера фторэтилена и пропилена.

⁴ Пленка из фторопласта-4.

⁵ Пленка из сополимера этилена и тетрафторэтилена.

⁶ Пленка из поливинилфторида.—Прим. ред. пер.

Верхний предел рабочих температур и допустимые условия применения зависят от особенностей химических составов изоляционных материалов. Соответствующие данные по промышленным материалам можно найти в справочнике. Изоляционные материалы, предназначенные для использования в космосе, должны быть малочувствительными к воздействию ионизирующих заряженных частиц и ультрафиолетового излучения и обладать низкой плотностью паров (низким газоотделением). Характеристики изоляционных материалов, широко используемых в космосе и на Земле, приведены в табл. 3.3.

Каптоновая изоляция, если она не находится в состоянии плавления или не испытывает напряжения среза при низкотемпературном пределе текучести, является материалом, имеющим наилучшие характеристики при температуре около 250 °С. При температуре выше 350 °С каптон разлагается на составные части. Каптоновая изоляция проводов все чаще применяется при создании космических аппаратов и в самолетостроении.

3.35. ТОКОПРОВОДЯЩИЕ СВОЙСТВА МАТЕРИАЛОВ

Максимальное значение тока, который может протекать через проводник, определяется прежде всего способностью его изоляции выдерживать нагрев, вызванный током при протекании и пропорциональный I^2R , а также способностью проводника передавать теплоту в окружающее пространство. Отдельные оголенные провода из сплошного проводящего материала в окружении воздуха могут проводить гораздо больший ток, чем проводят покрытые изоляцией проводники, находящиеся в середине толстого жгута или кабеля, в условиях космического пространства, т. е. космического вакуума (при одном и том же поперечном сечении и одинаковом диа-

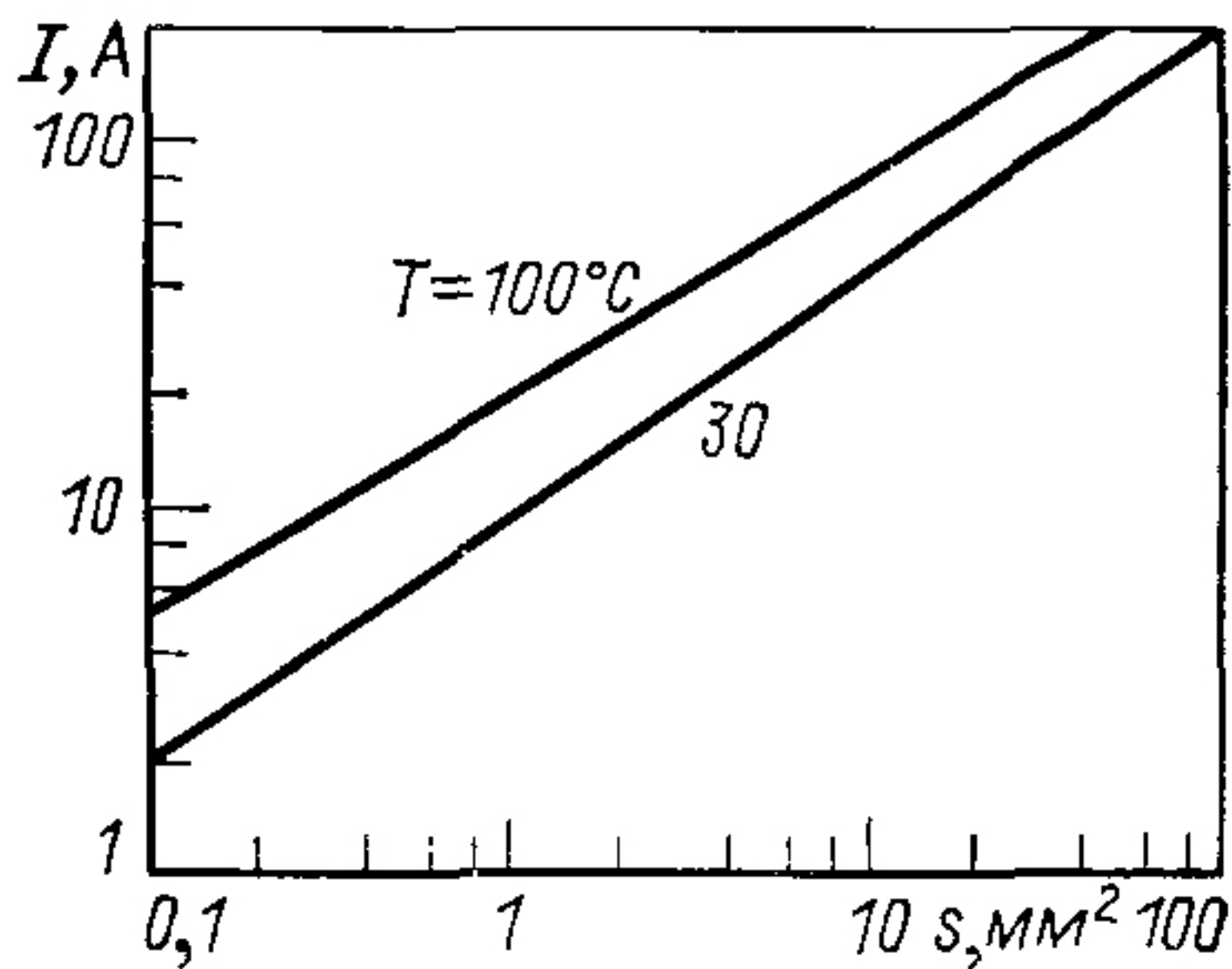


Рис. 3.48. Допустимые токи в изолированных проводниках из отожженной меди

пазоне температур). На рис. 3.48 представлена зависимость проводимости проводников из меди (в изоляции) от их сечения и температуры.

3.36. ВЫВОДЫ ПРОВОДНИКОВ

Проволочные электрические соединения должны иметь выводы. Провод на конце (в месте выхода из слоя изоляции) обычно облуживается или снабжается наконечником, полученным путем прессования. Создание паяных концевых соединений включает припаивание к проводникам, идущим от электрических частей различных устройств. Изготовление концевого зажима путем механического прессования состоит из операций обжима, нанесения насечки и загибания провода. Обжим может быть осуществлен с помощью пружин или скобок, при этом используются прокладки и другие приспособления.

Выбор специальных способов осуществления концевых соединений и изготовления наконечников зависит, в первую очередь, от условий, в которых они должны работать, от уровня тока, от легкости, с которой необходимо замыкать и размыкать концевое соединение, чтобы пользоваться им при эксплуатации батарей и для проверки электрических цепей. Очень важно для наземных устройств (и несущественно для космических) избегать соединений разнородных металлов. Степень разнородности металлов определяется по месту относительного расположения их в электрохимическом ряду напряжений по отношению к водороду. В условиях влажности, особенно при наличии ионных соединений, которые могут появиться на поверхности проводников в результате прикосновения рук, осаждения солей, промышленных паров,

пыли и т. п., может происходить коррозия, вызванная электролизом (см. гл. 5).

Алюминиевые проводники на концах должны иметь алюминиевые наконечники. Переход от алюминия к меди в месте контакта требует особых предосторожностей. Обычно алюминий покрывают одним или несколькими промежуточными слоями и лишь затем соединяют его с медью. Покрытия из некоторых металлов, как, например, из хрома, не защищают контакты от коррозии из-за пористости.

Паяные соединения не нашли (в отличие от надежных резьбовых соединений) применения в космосе в цепях с низкими величинами токов (от 0,1 до 10 А) и в наземных установках при высоких значениях токов (от 10 до 100 А), особенно при больших колебаниях температуры.

Использование любых способов концевых соединений должно строго соответствовать рекомендациям, выработанным при производстве проводов и концевых устройств. Чтобы гарантировать большой срок службы в условиях сильных вибраций или изгиба, вызванного тепловым расширением, проводники не должны иметь трещин, для чего следует обеспечить снятие механических напряжений и использовать расширительные соединительные петли.

3.37. СОЕДИНЕНИЯ И ВЫВОДЫ В КОНСТРУКЦИЯХ КОСМИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Межконтактные соединения позволяют проводить быстрое соединение и разъединение панелей солнечных элементов с кабелями и выходными шинами основного коллектора мощности, в то время как использование выводов требует применения операций пайки.

Решение использовать межконтактные соединения или паяные выводы в солнечных батареях, а также выбор типов соединений или выводов составляют важную часть проекта. Некоторые организации отдают предпочтение одним типам соединений и выводов перед другими в зависимости от того, какие конструкции электрической цепи обеспечат надежную эксплуатацию батарей. Многие фирмы разработали специфические процессы и сложные способы и технологию для создания целого ряда типов соединений и выводов, которые фактически гарантировали и гарантируют их успешную работу в полете, хотя другие организации не получают хороших результатов при работе с соединениями подобного рода.

С учетом требований, предъявляемых к изоляционным материалам, предпочитают обычно наименьшие и наилегчайшие соединения и выводы. При отборе оптимальных конструкций важную роль играют простота изготовления и воспроизводимость технологии. Обычно размеры соединений задаются несколько большими, чем это требуется на самом деле (как определено на более ранних стадиях проектирования). На более поздних стадиях проектирования часто возникает задача

размещения дополнительных электрических цепей. Если же такая необходимость потом отпадает, то неиспользованные дополнительные цепи можно всегда включить параллельно с другими связующими элементами, что, без сомнения, повысит надежность соединений.

Надежность электрических соединений. В основном разъемы соединения менее надежны, чем электрическая связь, осуществляемая с помощью паяных контактов. Преимущество разъемных соединений, однако, состоит в том, что они обеспечивают значительно бóльшую оперативность при проведении испытаний после изготовления батарей, особенно в случае сложных электрических систем, применяемых в конструкциях солнечных батарей космического назначения.

Соединения становятся менее надежными при многократных включениях и выключениях по мере увеличения срока их службы (из-за истирания обычно довольно тонкого и мягкого металлического слоя покрывающего контакт, например золота). Чтобы уменьшить эффект старения, вызываемые повторяющимися включениями, используют так называемые предохранительные контакты, которые представляют собой короткие контакты, состоящие из штырька и гнезда; по конструкции они идентичны обычным разъемным соединениям, применяемым в космосе. Предохранительные контакты соединяются с основными контактами только с одной стороны, в то время как все повторяющиеся во время испытаний и проверок соединения выполняются с другой стороны. Предохранительные контакты снимаются после того, как все системы космического аппарата успешно пройдут испытания.

Недостаток жесткого проволочного соединения с паяными выводами заключается в том, что проволочки можно припаивать или отпаивать лишь ограниченное число раз, так как в течение каждого цикла нагрева и охлаждения существует опасность постепенного удаления покрытия вывода вместе со слоем припоя и механического ослабления контакта между выводом и изолирующим слоем.

3.38. СОЕДИНЕНИЯ И ВЫВОДЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В КОНСТРУКЦИЯХ НАЗЕМНЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Соединения, применяемые в наземных солнечных батареях, позволяют осуществлять быстрые и безопасные отсоединения всей (или части) солнечной батареи от выходных шин и нагрузки с помощью обычного штепсельного разъема. Паяные выводы значительно дешевле разъемных соединений, однако их использование требует проведения дополнительных операций пайки и отпайки. Если батарея генерирует слишком большое напряжение (более 30 В), разрыв выводов может угрожать безопасности людей, обслуживающих установку, и применение плавких вставок, разъемных переключателей или предохранителей становится совершенно необходимым в конструкциях таких батарей.

3.39. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ

Размеры внешних замыкающих цепей. Существует два подхода к созданию внешних замыкающих цепей солнечных батарей и подсоединений их к выходным шинам коллектора мощности: можно использовать большое число проводников с малым током от каждой панели солнечных элементов с последующим распределением их между поверхностью и соединением с выходными шинами коллектора мощности или можно применять небольшое число проводников, каждый из которых рассчитан на большой ток. Критерии для выбора наилучшего способа соединения должны быть установлены для каждого отдельного случая с учетом особенностей конструкции и областей применения батарей. К наиболее существенным соображениям при принятии решения в этой области относятся: возможность проверки отдельных цепей; возможность более удобного размещения блокирующих диодов (см. § 3.25); ограничение размеров и гибкости кабелей, которые проходят по поверхности панели; возможность повреждения материала проводников в результате истирания, сжатия, срезающих усилий при сборке, эксплуатации, пуске аппарата, разворачивании и ориентации батарей в космосе; оценка надежности для различных электрических элементов, использованных в конструкции батарей.

Основы практического проектирования. В общих чертах основы практического проектирования заключаются в следующем.

1) Необходимо исключать из использования сплавы и металлические покрытия, имеющие высокое давление паров, такие, например, как латунь, цинк и кадмий, поскольку эти металлы могут испаряться и конденсироваться на холодных поверхностях космического корабля, вследствие чего возникают некоторые тепловые и оптические проблемы.

2) Изолирующие, клеящие и герметизирующие материалы должны иметь низкую скорость испарения в вакууме, в противном случае эти материалы должны перед использованием в конструкции космического корабля пройти дегазацию.

3) Изолирующие, клеящие и герметизирующие материалы должны быть пригодны для использования в условиях воздействия ультрафиолетового излучения Солнца и заряженных частиц; заряженные частицы облучают солнечные батареи со всех сторон, т. е. образуют все-направленный поток, и могут проникать даже через металлическую защиту.

4) При выборе электрических соединений следует установить допустимый разброс проводимости материалов в зависимости от условий эксплуатации.

5) Изолирующие материалы должны быть рассчитаны на соответствующий диапазон напряжений; напряжение на изоляторах не должно превышать порогового значения, при котором возможно образование коронного разряда (некоторые материалы, например тефлон или

фторопласт, больше других подвергаются разрушению под действием такого разряда; следует учитывать, что напряжение, при котором может возникнуть разряд, резко понижается в течение первых нескольких минут полета ракеты¹.

ГЛАВА 4

ИЗГОТОВЛЕНИЕ, ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ И ИСПЫТАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

4.1. ПАЙКА

Основной объем процесса сборки батарей занимают операции электрического соединения солнечных элементов. В большинстве случаев соединение элементов в группы, цепочки и модули выполняют методом пайки. Припой обычно состоит из 36% свинца, 62% олова и 2% серебра. В производстве солнечных батарей опробованы самые разнообразные способы пайки. Среди них пайка с использованием паяльника, пайка сопротивлением (сдвоенным электродом), пайка сопротивлением с помощью проволочного электрода², пайка в печах, в ваннах горячего масла и др. Каждый из этих способов имеет свои преимущества и недостатки, зависящие, в частности, от технических требований к батарее, от пожеланий заказчика, от возможностей предприятия-изготовителя, от наличия необходимого оборудования и квалифицированных работников и от многих других факторов. Например, такие свойства паяных соединений, как низкая прочность при повышенных температурах (при 170 °С соединение нарушается) и небольшой предел усталости, ограничивают возможность их использования для некоторых проектов. Для космических аппаратов, предназначенных для полета в сторону Солнца, и в других случаях, когда батарее предстоит работать при высоких температурах, паяные соединения непригодны. Среди других видов соединения элементов наибольший интерес представляют сварка сдвоенным электродом, ультразвуковая, термокомпрессионная,

¹ В настоящее время разработаны значительно более эффективные элементы (с к. п. д., превышающим к. п. д. при солнечном излучении на поверхности Земли на 20% [1]) на основе гетероструктур Ga—Al—As—GaAs, подробно изученных в работах советских ученых [1*—3*]. Необходимым дополнением к материалу, изложенному в данной главе, являются методики расчета электрических параметров солнечных элементов, в частности их последовательного сопротивления, на основании вольт-амперной и спектральной характеристик [4*—6*], определение оптимального размера и формы токосъемных контактов [7*, 8*], вычисления тока короткого замыкания элементов при освещении их с лицевой и с тыльной сторон [9*]. — *Прим. ред. пер.*

² В отечественной литературе этот способ называют пайкой импульсным нагревом V-образным электродом [1*]. — *(Прим. пер.)*.

лазерная сварка, сварка электронным лучом и др. Для предприятий-изготовителей первый из упомянутых способов представляется наиболее простым.

Пайка сопротивлением. Этот способ иногда называют пайкой с обратным наплывом¹. Нагрев проводится электрическим током, который проходит через соединяемые детали или через электрод, обладающий высоким электрическим сопротивлением. Количество выделяемой теплоты и давление, приложенное к электроду, могут регулироваться автоматически. Припой, необходимый для соединения, в нужном (контролируемом) количестве подается в форме пасты, таблетки или наплы-

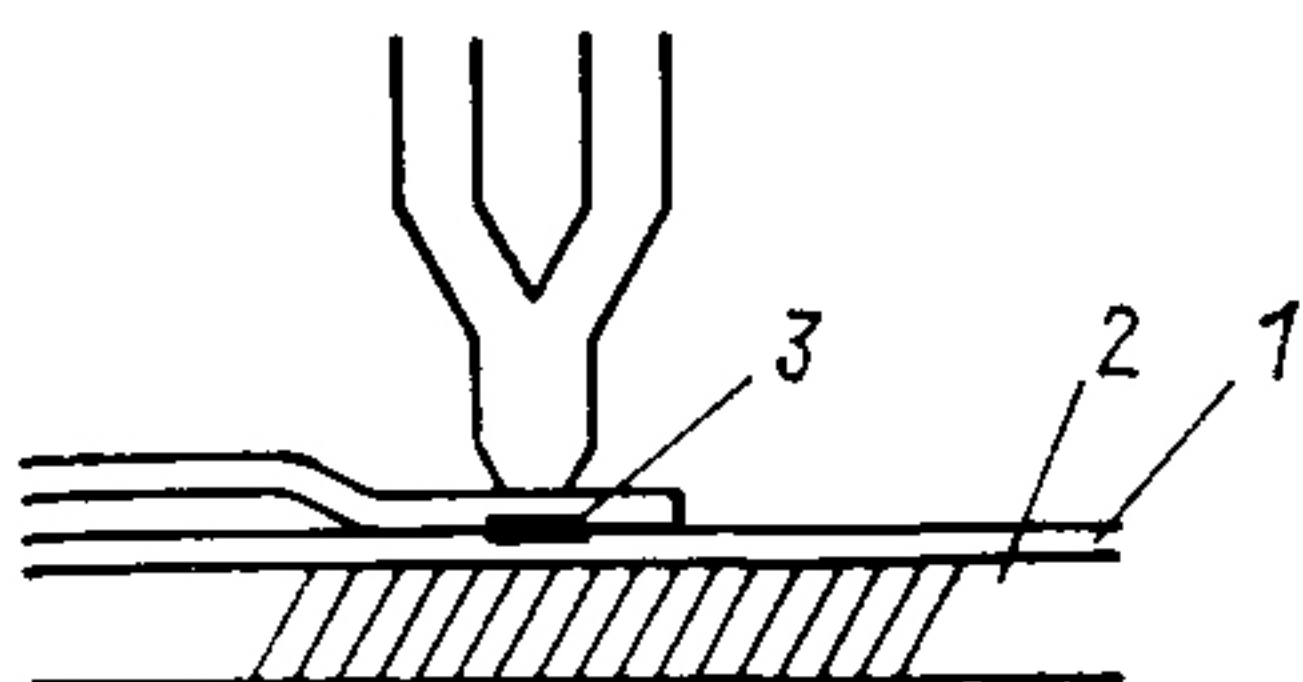


Рис. 4.1. Пайка сопротивлением с проволоочным электродом:

1 — слой припоя; 2 — солнечный элемент; 3 — область соединения

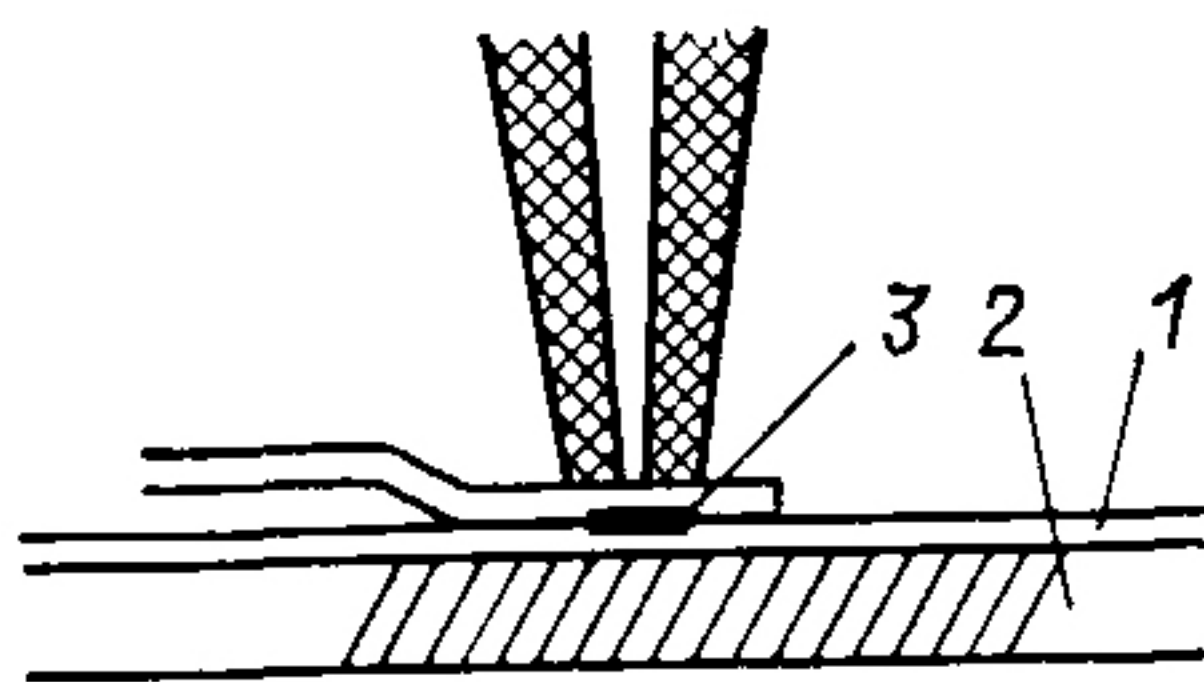


Рис. 4.2. Пайка сопротивлением с двоящим электродом:
1 — слой припоя; 2 — солнечный элемент; 3 — область соединения

вает из припоя, который присутствует на контакте солнечного элемента или подпаиваемой шинки. Для получения хорошего соединения обычно применяют припой, уже присутствующий на контакте.

Преимущество пайки сопротивлением (пайки электроконтактным нагревом) заключается в надежности контроля за каждой операцией. На практике используют два основных типа пайки сопротивлением — с помощью проволоочного электрода и с двоящим электродом.

Пайка сопротивлением с проволоочным электродом. Этот способ пайки может иметь самое различное применение. Его широко используют для припайки элементов электронных деталей к печатным платам или тонким пленкам.

Электрод, используемый для пайки, подобен тому, который применяется при сварке сопротивлением. Он представляет собой элемент, который нагревается протекающим через него электрическим током (рис. 4.1).

Длительность нагрева обычно не превышает 1 с, моменты опускания и подъема электрода можно регулировать. Для контроля температуры на электроде установлена термопара. Электрод остается

¹ В советской литературе для этого способа используются два термина — «пайка сопротивлением» или «пайка электроконтактным нагревом» [1*, 2*]. — Прим. пер.

в контакте с деталями до тех пор, пока припой не затвердеет. Усилие сжатия деталей должно быть достаточным для плотного соприкосновения их друг с другом. При избыточном давлении элементы могут дать трещины. Для пайки шинок толщиной 25 мкм обычно достаточны усилия 0,5 Н, для толщины 250 мкм — 9—15 Н.

Пайка сопротивлением сдвоенным электродом. В принципе процесс такой пайки происходит аналогично процессу сварки с таким же названием. Оба электрода подводят к припаиваемым деталям с одной стороны, и они касаются коммутационной шинки в двух местах (рис. 4.2). Электрический ток в импульсном режиме протекает от одного электрода через соединяемые детали к другому электроду. На-

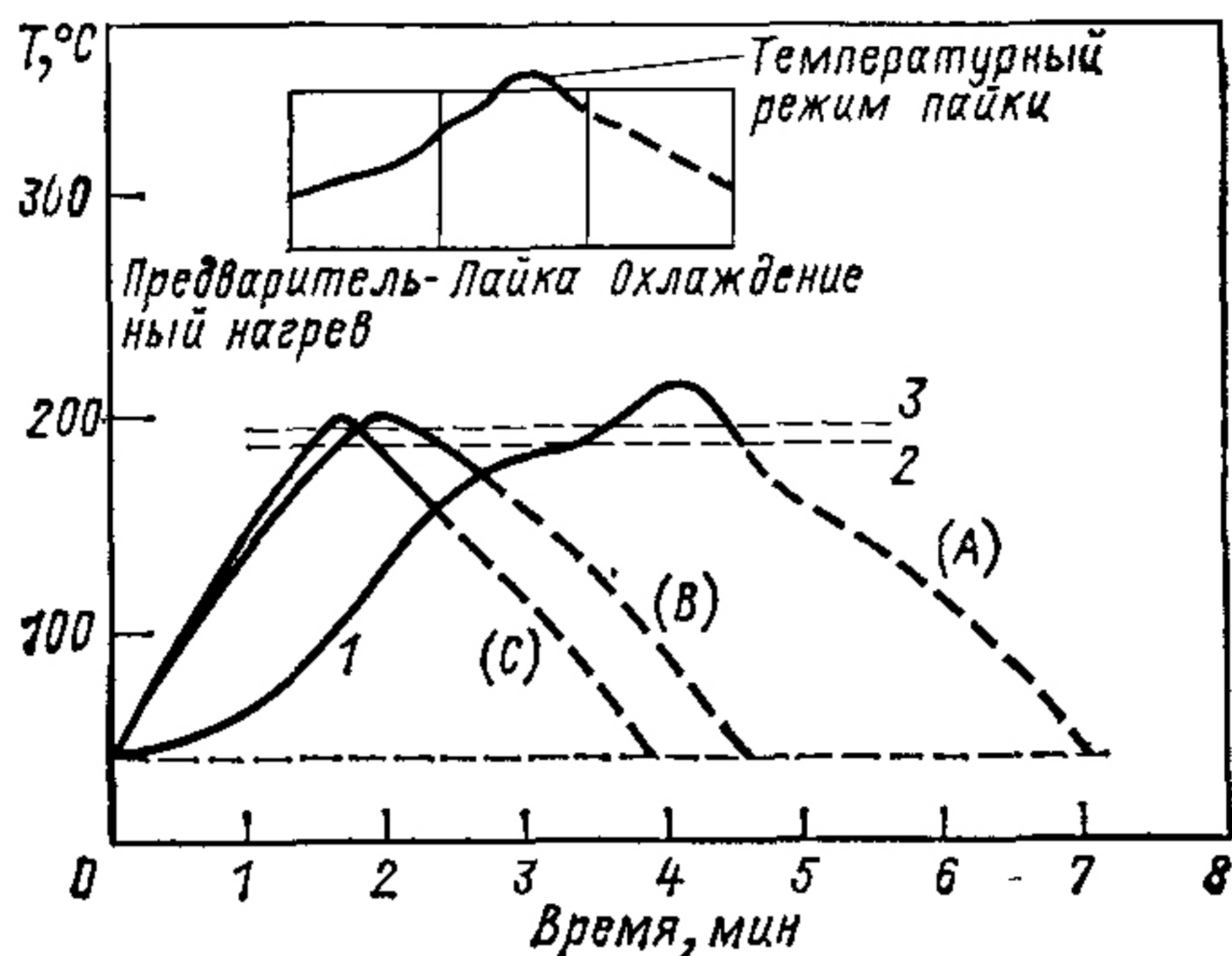


Рис. 4.3. Распределение температуры в печи:
1 — комнатная; 2 — начала плавления; 3 — конца плавления

грев возникает в результате рассеивания электрической мощности на самих деталях.

Под двумя электродами образуется только один паяный шов, размер которого зависит от размера рабочей поверхности электродов и ширины зазора между ними. К каждому электроду прикладывается одинаковое давление.

Для пайки изогнутых деталей или имеющих неровную поверхность удобна отдельная подвеска электродов. Однако такое устройство неприменимо, если деталь при нагреве может деформироваться. Качественная пайка получается, когда подсоединяемая и основная детали залужены. Припой можно прокладывать между солнечным элементом и шинкой в виде таблеток.

Поскольку теплота образуется за счет рассеяния электрической мощности в самих спаиваемых деталях, необходимо учитывать сопротивление материалов, из которых они сделаны. Особое внимание надо обратить на пайку луженых деталей, так как слой припоя влияет на электрическую проводимость и, следовательно, на нагрев деталей.

Пайка в печи. Процесс пайки выполняется на конвейере, который проходит в печи три зоны — предварительного нагрева, пайки и охлаждения. Температура каждой зоны контролируется. Скорость конвейера можно регулировать.

Солнечные элементы, из которых монтируется группа, собираются в определенном порядке на паяльном приспособлении.

Пайка осуществляется в процессе прохождения приспособления с элементами через все зоны печи. Поскольку при длительной выдержке при высокой температуре снижается прочность соединения и ухудшаются электрические параметры солнечных элементов, пайку проводят за минимально возможное время. Изменяя температуру и скорость

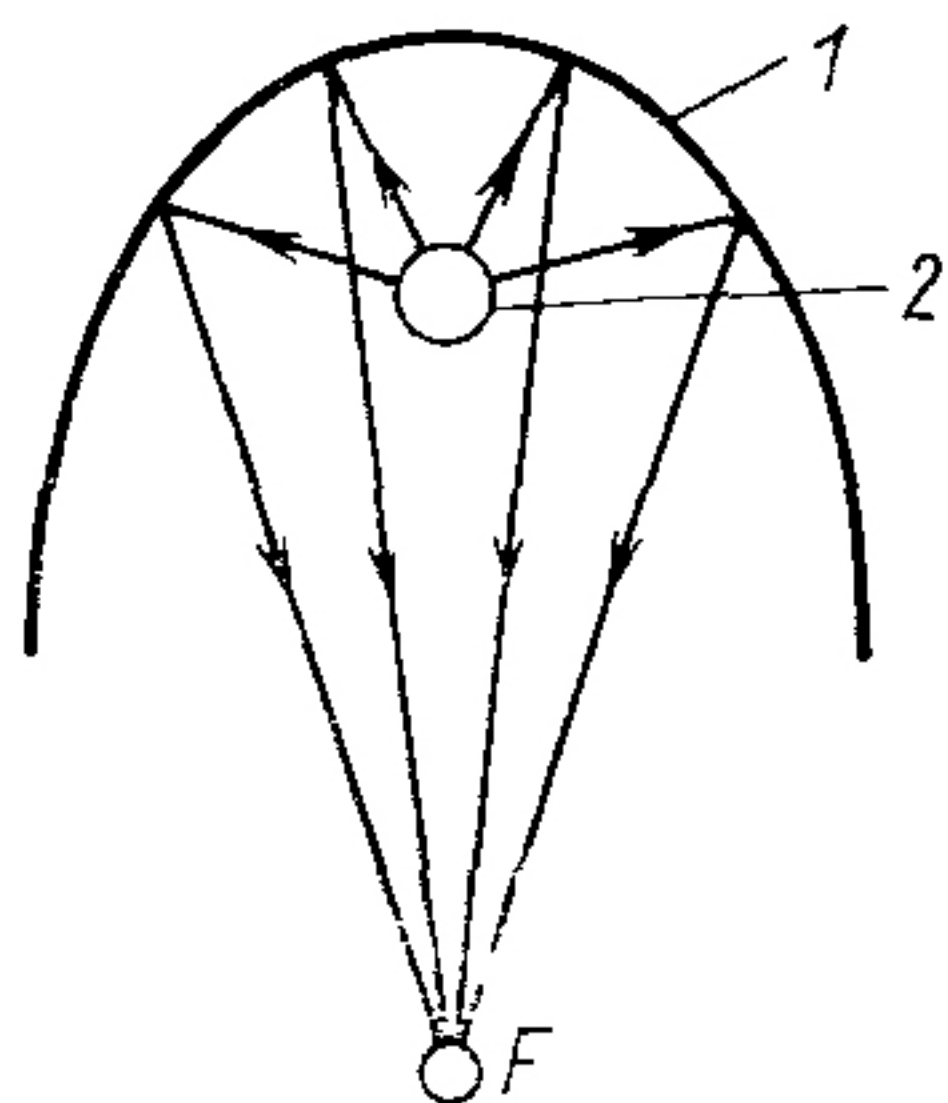


Рис. 4.4. Оптическая система, концентрирующая излучение в зоне сварки:
1 — отражатель; 2 — лампа

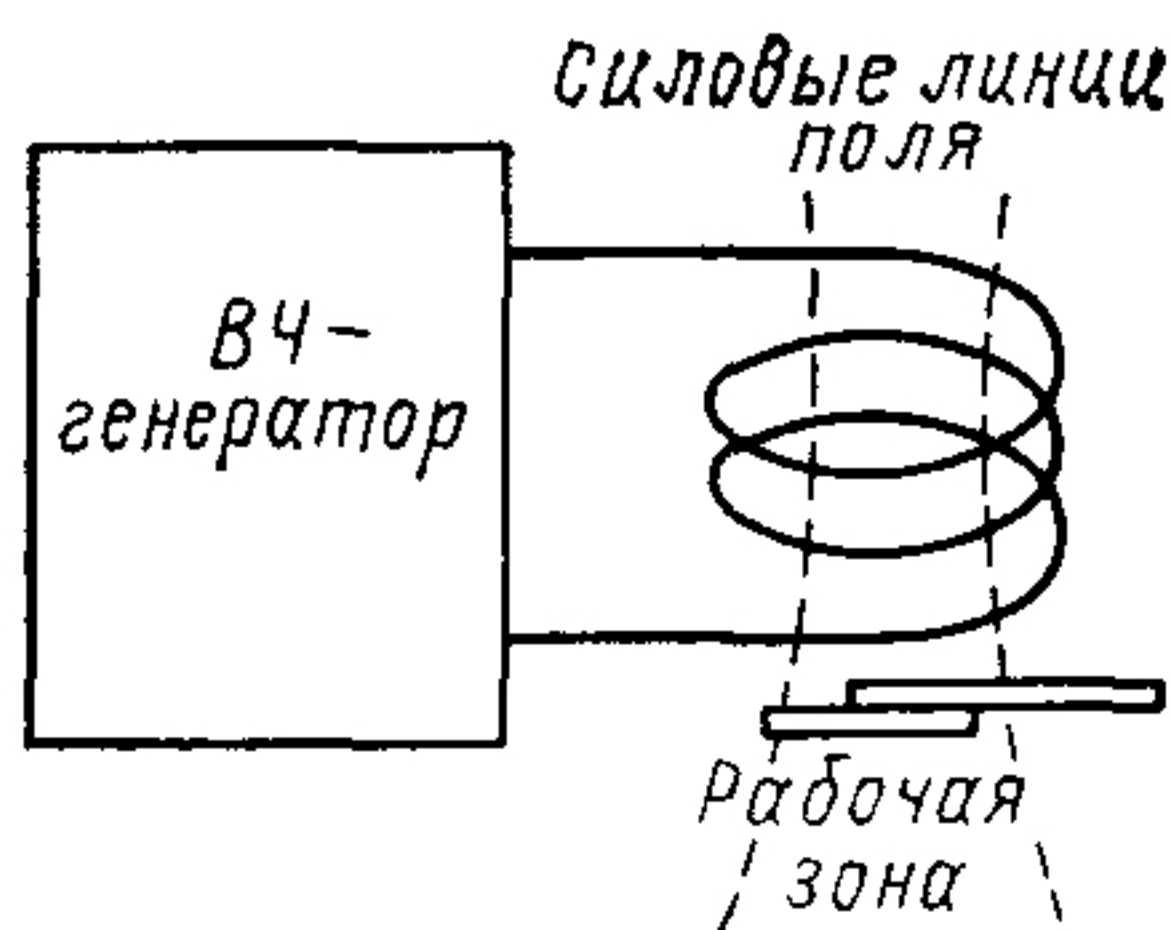


Рис. 4.5. Пайка индукционным нагревом

конвейера, можно получить различные температурно-временные профили процесса (рис. 4.3). Кривые, представленные на рисунке, показывают изменение температуры солнечных элементов в горячей зоне (зоне пайки) для трех (А, В, С) скоростей перемещения в печи, которые использовались в процессе пайки групп для космических кораблей Surveyor и Mariner.

Пайка инфракрасным излучением. При этом способе места пайки нагревают излучением вольфрамовых или вольфрамово-галогенных ламп накаливания. Максимальная температура нити ламп 3400 К, спектральный диапазон энергии излучения заключен в области длин волн приблизительно от 0,375 до 4,2 мкм. Среди ламп накаливания наиболее оптимальные энергетические характеристики имеют кварцевые галогенные лампы. У дуговых и плазменных источников габаритная яркость выше, но они более дорогостоящи и менее надежны в работе. Излучение лампы собирается отражателем и направляется в рабочую зону, которая может иметь вид круга или линии. Место пайки располагают в фокальной плоскости отражателя (рис. 4.4). Скорость и температура нагрева зависят от поглощательной способности присоединяемой детали. Относительно небольшой разброс в шероховатости поверхностей и степени их окисления (тусклости) вызывает большие изменения погло-

щательной способности, поэтому пайка инфракрасным излучением не нашла широкого распространения.

Пайка индукционным нагревом. Это многообещающий способ пайки крупных групп солнечных элементов. Зона пайки деталей вводится в магнитное поле обмотки индуктора, который подключен к мощному высокочастотному генератору (рис. 4.5). Вихревые токи, возникающие во время пайки в поверхностных слоях деталей, вызывают их нагрев; выделяющееся тепло пропорционально I^2R . Энергию высокочастотного магнитного поля можно использовать более эффективно, если солнечные элементы зашунтировать.

4.2. СВАРКА

Односторонняя контактная сварка сдвоенным электродом¹. Практически только этот способ сварки приемлем для соединения солнечных элементов. Два электрода, расположенных параллельно друг другу на близком расстоянии, подводят вплотную к привариваемой шинке. Электрический ток протекает через электроды и свариваемые детали

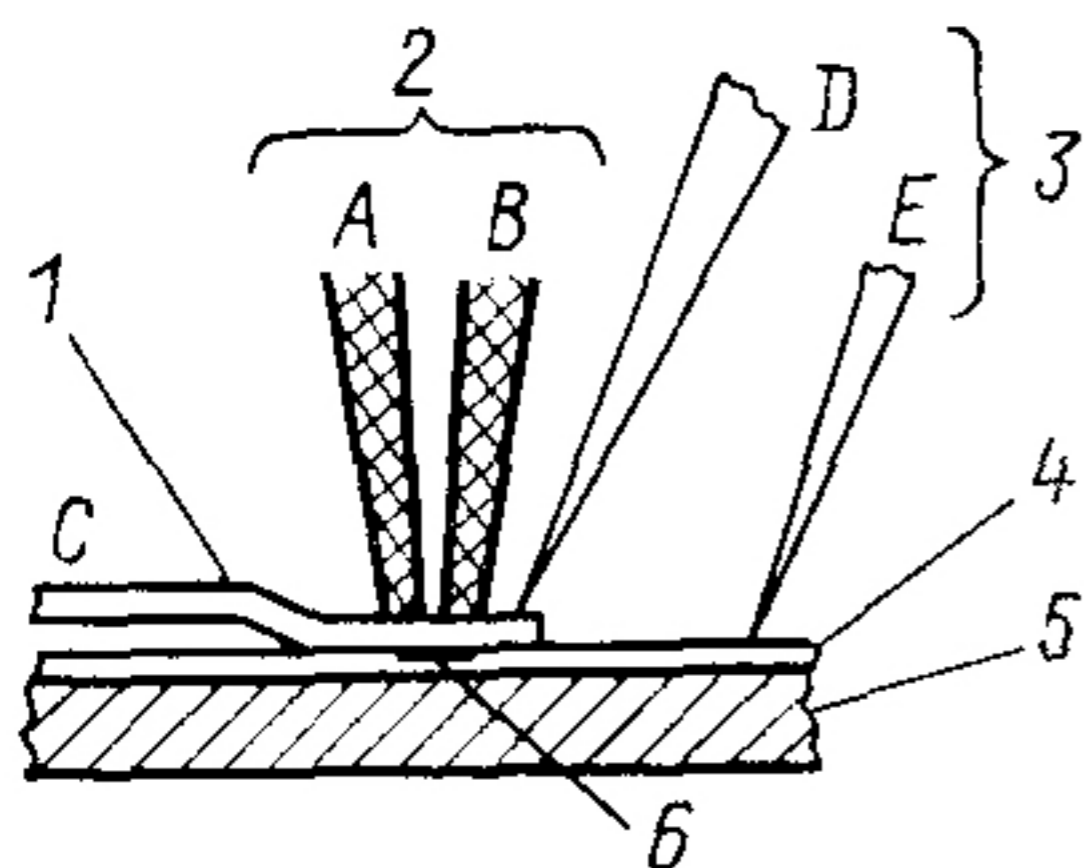


Рис. 4.6. Контактная сварка сдвоенным электродом:

1 — шинка; 2 — электроды; 3 — контакты для измерений; 4 — контакт солнечного элемента; 5 — солнечный элемент; 6 — зона сварки

в пространстве между электродами. За счет рассеивания электрической мощности в самих деталях выделяется теплота, которая поднимает температуру выше точки плавления (рис. 4.6).

Исследования показали, что в месте соединения шинки с контактом солнечного элемента образуется сварное соединение в твердой фазе без формирования сварного ядра. С точки зрения металловедения анализ структуры соединения может представлять большой интерес, однако здесь его можно не приводить, поскольку для разработчиков и изготовителей солнечных батарей такие подробности не очень существенны. Важно только, что сваркой сдвоенным электродом можно получать большое число надежных (или с допустимыми дефектами) соединений.

Сварка солнечных элементов сдвоенным электродом была впервые применена в 1968 г. фирмой AEG — Telefunken (ФРГ), а с конца 1971 г. фирма выпускает батареи только со сварным соединением элементов. К середине 1975 г. выполнено около 1,2 млн. сварных соеди-

¹ В отечественной литературе этот способ сварки называют также сваркой расщепленным электродом или сваркой электродами с параллельным зазором [3*, 4*]. — Прим. пер.

нений для батарей пяти типов космических аппаратов. Батареи, у которых соединение элементов, имеющих контакт из Ti—Pd—Ag, выполнено приваркой посеребренных молибденовых шинок, пригодны для полетов с перепадами температур от -200 до $+200$ °С (космические аппараты типа Helios) и для полетов, во время которых совершается около 1100 термоциклов с изменением температуры от -180 до $+80$ °С (космический аппарат Explorer серии IUE — International Ultraviolet Explorer).

В США большинство предприятий, выпускающих солнечные батареи, осваивают сейчас сварку элементов [2]. Однако к 1979 г. было известно только об одном проекте, в котором используются сварные соединения.

К серебряным контактам солнечных элементов можно приваривать шинки, изготовленные из следующих материалов: чистой меди; чистого серебра; меди, покрытой серебром; кобальта, покрытого серебром; инвара, покрытого серебром, и молибдена, покрытого серебром.

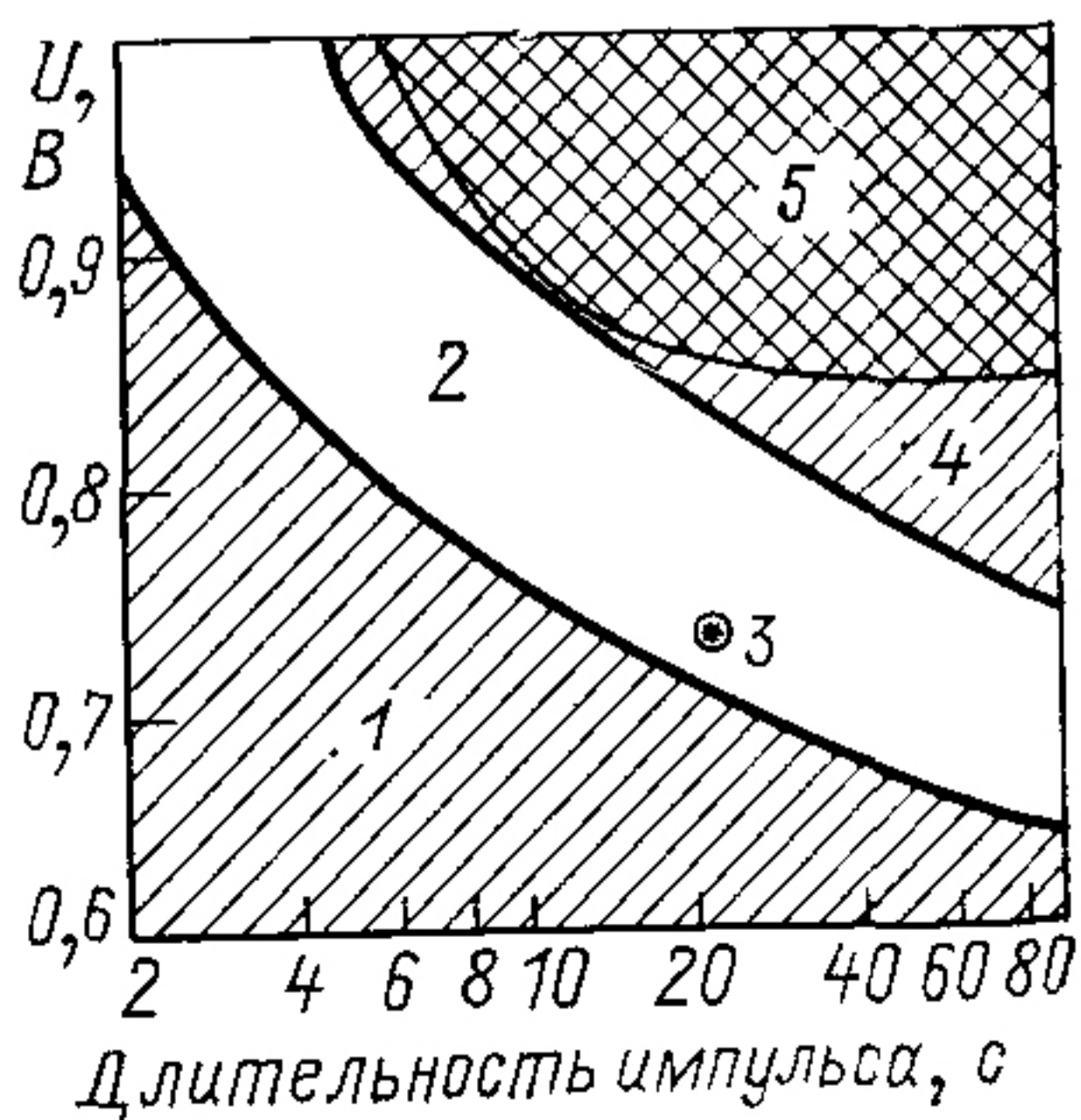
Чтобы обеспечить хорошее качество соединения, режимы сварки должны быть отработаны достаточно тщательно. Необходимо обратить внимание на:

- 1) размер рабочей поверхности электродов и их расположение;
- 2) давление, прикладываемое к электродам, и подготовку их поверхности (плоскостность, окисление);
- 3) длину рабочей части электрода;
- 4) тепловой режим солнечных элементов;
- 5) электрическое напряжение, ток и мощность в цепи сварного контура;
- 6) длительность сварного импульса, время подвода и отвода электрода;
- 7) жесткость шинки, ее электрическую и тепловую проводимость (с учетом толщины металлического покрытия);
- 8) шероховатость, отсутствие загрязнения и окисления (потускнение) поверхности солнечных элементов и шинки.

Неудачно выбранные режимы сварки могут дать в результате непрочное соединение или привести к ухудшению электрических параметров элементов. Недостаточная электрическая мощность приводит к низкой прочности соединения. При избыточной мощности получается непрочное соедине-

Рис. 4.7. Режим сварки сдвоенным электродом для серебряных шинок толщиной 50 мкм:

- 1 — низкая прочность соединения; 2 — высокая прочность соединения и отсутствие деградации электрических параметров; 3 — режим для образцов, предназначенных к работе в условиях длительного термоциклирования; 4 — деградация электрических параметров; 5 — выгорание контакта



ние, выгорают шинки, ухудшаются электрические параметры или даже происходит растрескивание элементов. Если мощность выбрана правильно, но длительность сварки мала и используется большой ток, элементы тоже могут растрескиваться.

Из рис. 4.7 видно, что для отдельного типа шинок существует обширный диапазон режимов, дающих высокую прочность соединений на отрыв [1]. Однако не все эти режимы сварки создают соединения, выдерживающие жесткие испытания на термоциклирование. Область 3, обозначенная на рисунке звездочкой, указывает параметры сварки (напряжение и длительность), которые необходимо применить для элементов с большим сроком службы в условиях термоциклирования. Этот режим, с одной стороны, обеспечивает минимальный спад электрических параметров солнечных элементов, а с другой стороны, позволяет получить сварное соединение достаточно высокой прочности.

4.3. ТЕРМОКОМПРЕССИОННАЯ СВАРКА

Термокомпрессионная сварка происходит под действием повышенной температуры и давления, которое приводит к образованию сплава. Нагрев производят до температуры ниже точки образования эвтектики свариваемых материалов. В отличие от сварки сопротивлением соединение осуществляется под давлением и за более длительное время.

Термокомпрессионный метод особенно привлекателен для массового производства. Разброс электрического сопротивления контактов в этом случае роли не играет, особой точности расположения элементов не требуется, одновременно можно сваривать большое число соединений.

Сообщений об успешной сварке солнечных элементов термокомпрессионным методом немного. При увеличении температуры и давления, прилагаемого к деталям, повышается прочность соединения. Если процесс проводится на воздухе, то высокая температура вызывает быстрое окисление контактов элемента. Сильно повышать давление нельзя из-за низкого предела прочности полупроводниковых материалов.

При термокомпрессионной сварке неровности на поверхности элемента и шинки и жесткость шинки, несомненно, больше влияют на качество соединения, чем при сварке сопротивлением. Шинки из пластичных материалов и элементы с ровной поверхностью плотнее прилегают друг к другу и дают более прочное соединение при тех же температуре и давлении.

О материале шинок сообщалось только то, что для соединений пригодны мягкое серебро или другие мягкие металлы, покрытые серебром. Твердые же материалы, такие, как ковар, не используются, так как они требуют для соединения больших давлений, а это может приводить к растрескиванию солнечных элементов.

При использовании шинок из чистого серебра толщиной 25—50 мкм термокомпрессионный метод дает соединение с такой же прочностью на

отрыв, что и сварка сопротивлением. Качественное соединение получается при следующем режиме: температура 300 °С, давление в диапазоне от 9 Н при времени выдержки 1200 с до 27 Н при выдержке в течение 1 с. При температуре 400 °С прочность на отрыв выше, чем при 300 °С. При температуре ниже 275 °С соединения вообще не получалось [1].

4.4. УЛЬТРАЗВУКОВАЯ СВАРКА

При ультразвуковой сварке соединение деталей происходит под воздействием повышенной температуры, давления и высокочастотных механических колебаний. Рост температуры связан с рассеянием в зоне соединения акустической энергии, кроме того, солнечный элемент еще и дополнительно нагревают. На образование высокопрочного соединения оказывают влияние следующие факторы: акустическая энергия, поступающая в зону соединения, захват шинки рабочим инструментом, удержание солнечного элемента в неподвижном состоянии без амортизации, уровень акустической энергии, время выдержки, давление на инструмент. Энергия, выделяемая в зоне соединения, связана с механическими колебаниями акустического преобразователя, которые передаются инструменту и прижатой шинке. Эти колебания должны быть такими, чтобы при минимальной энергии, подаваемой в зону сварки, создавалось прочное соединение. На практике получить нужный коэффициент преобразования и стабильность захвата шинки инструментом трудно, потому что разные шинки и элементы обладают различными значениями механического импеданса для механических и акустических цепей.

Качество захвата шинки инструментом зависит от конфигурации его наконечника, чистоты обработки поверхности, структуры материала в сочетании со свойствами материала шинки. Хорошее соединение происходит, когда в начале процесса сварки инструмент захватывает шинку, а затем шинка соединяется с контактом солнечного элемента. По мере продолжения акустических колебаний соединение шинки с элементом достигает максимальной прочности, после чего оно начинает разрушаться. Обычно, когда образовалось качественное соединение, шинка прилипает к инструменту. В идеальном случае инструмент должен расцепляться с шинкой в тот самый момент, при котором соединение достигло максимальной прочности.

Об ультразвуковой сварке алюминиевых шинок с титаносеребряными и алюминиевыми контактами солнечных элементов при сборке батарей, устойчивых в условиях ядерного взрыва, сообщалось в работах [1, 2].

С помощью ультразвуковой сварки можно получать прочные соединения алюминиевых шинок с алюминиевыми и серебряными контактами и серебряных шинок с серебряными контактами солнечных элементов.

4.5. ДЕГРАДАЦИЯ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПОСЛЕ ПАЙКИ И СВАРКИ

Сварка сдвоенным электродом шинки с контактом, расположенным с лицевой стороны элемента (на *n*-контакте у элементов *n-p*-типа), может вызвать ухудшение электрических параметров. Элементы с мелкой глубиной перехода и с текстурированной поверхностью более чувствительны к процессу сварки. В этом случае изменение вольт-амперной характеристики отмечается преимущественно в области оптимальной на-

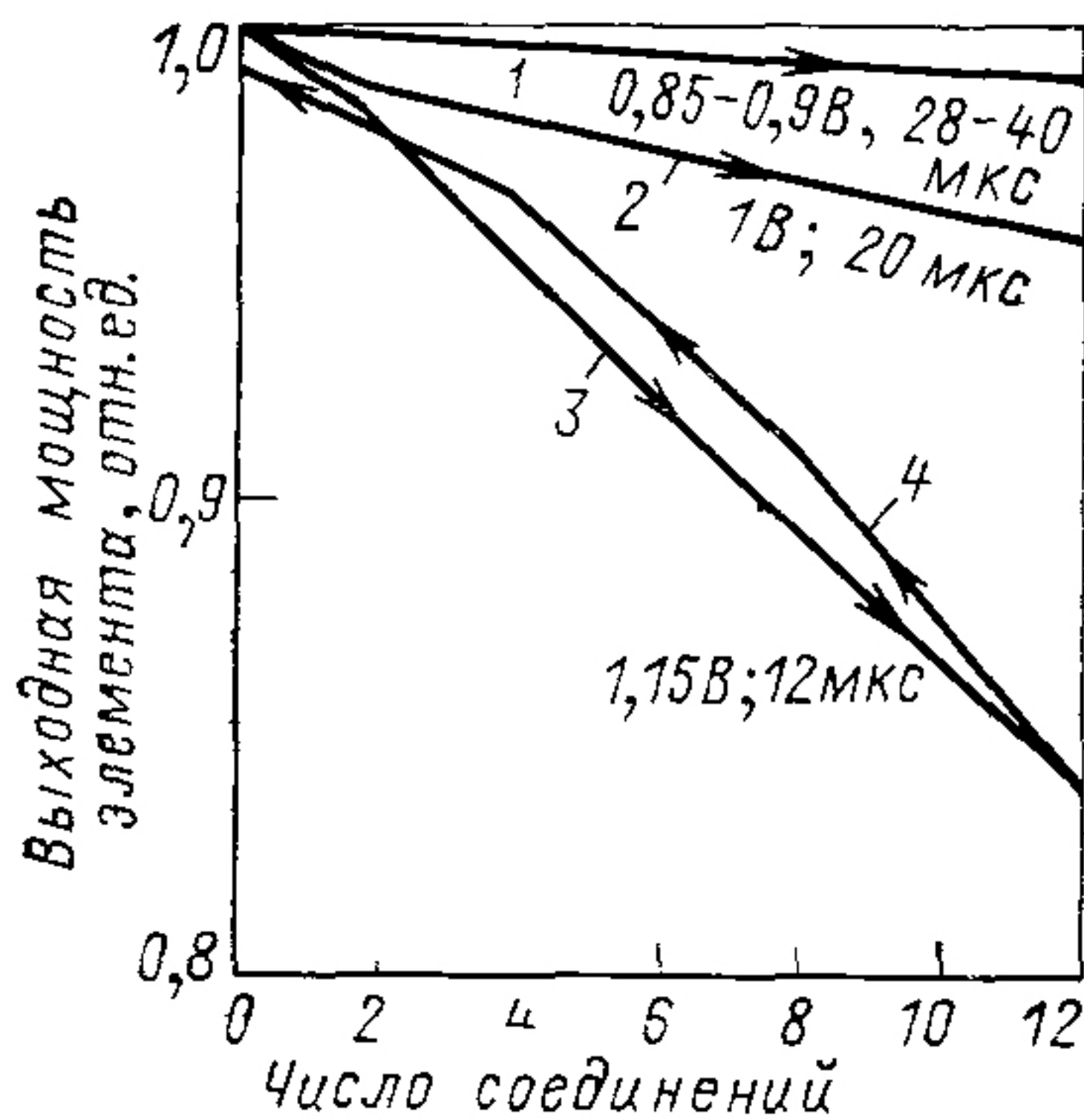


Рис. 4.8. Зависимость деградации электрических параметров солнечного элемента от числа сварных соединений на *n*-контакте элемента при различных режимах сварки с повышенной энергией (для коваровых шинок толщиной 25 мкм):

1—3 — увеличение числа сварных соединений; 4 — поочередное разрушение сварных соединений

чрезмерно высокой температуре или при слишком долгом нагреве ухудшение электрических параметров может происходить. Причина этого связана в основном с растворением в жидком припое металла, принадлежащего контуру элемента, и соответствующим ухудшением адгезии материала контакта к полупроводнику. Деградация проявляется обычно в уменьшении коэффициента заполнения вольт-амперной характеристики и некоторого изменения температурных коэффициентов (при низких значениях температур).

4.6. КЛЕЕВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ

Один из наиболее важных процессов монтажа солнечных батарей — соединение отдельных деталей с помощью клеящих составов, например, приклеивание защитных стекол к солнечным элементам¹ и элементов к подложке, закрепление электрических проводов.

грузки и связано с введением металла в легированный слой под область контакта, который вызывает шунтирование *p-n*-перехода. Деградация увеличивается пропорционально числу сварных соединений, сделанных на одном и том же элементе. Если затем оторвать от элемента все приваренные шинки (как правило, вместе с прилегающим объемом кремния), исходные электрические параметры почти полностью восстанавливаются. Это явление (рис. 4.8) наблюдалось при использовании как посеребренных коваровых шинок, так и чисто серебряных; сварка проводилась соответственно при разных режимах.

После термокомпрессионной (при 400 °С) и ультразвуковой (при комнатной температуре) сварок деградации элементов не наблюдалось. После пайки при

Перечислим основные операции процесса склеивания:

- 1) проверка срока хранения клеящего состава;
- 2) подготовка поверхности (очистка, предварительная обработка);
- 3) приготовление клеящего состава (смешивание, обезгаживание и т. д.);
- 4) нанесение клея (отмеривание, наложение и т. д.);
- 5) установка деталей (зажим, поддержка и т. д.);
- 6) контроль за формовкой и появлением поверхностной пленки;
- 7) контроль за отверждением (срок, температура, давление, относительная влажность);
- 8) очистка (удаление наплывов, съём заусенцев и т. д.).

Приведем основные типы клеящих составов: RTV — каучуки (вулканизируемые при комнатной температуре), называемые также силиконовыми клеями, герметиками, эластомерами; эпоксидные составы, термопластичные и терморреактивные соединения.

Способы получения надежных соединений существенно зависят от свойств конкретного клея. Необходимо тщательно придерживаться инструкции по изготовлению и применению соответствующего клеящего состава.

4.7. КОНСТРУКЦИИ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ

Покрытия наземных солнечных батарей защищают в отличие от космических не отдельные солнечные элементы, а целые модули. Покрытия солнечных элементов на Земле герметически плотно соединены с поверхностью элементов и предотвращают попадание на них влаги.

В наиболее простом случае изоляцию, предохраняющую батареи от воздействия внешней среды, создают с помощью оптически прозрачного герметизирующего соединения или заключения в капсулу, которая защищает и межэлементные контакты. В более прочных конструкциях применяют более дорогостоящую технологию, при которой межэлементные контакты заключают в капсулу из более жесткого пластика или стеклянного покрытия сразу поверх мягкого материала.

При применении прочных защитных слоев поверх мягкой капсулы предполагается перевернутая конструкция модуля: соединенные друг с другом солнечные элементы вначале прикрепляются к защитным стеклам рабочей поверхностью, затем тыльная сторона солнечных элементов герметизируется и весь модуль устанавливается на любую подходящую подложку. Подложка может быть прозрачной или светонепроницаемой и изготавливаться как из стекла, так и из пластика или металла.

Прозрачные покрытия, изготовленные из стекла, и подложки, выполненные из металла, обладают более высокой влагостойкостью, чем

¹ Результаты исследований советских авторов в этой области представлены в работах [6*—8*]. — Прим. ред. пер.

подложки и покрытия из пластика. Однако и в этом случае требуется соответствующим образом герметизировать края элементов. На рис. 4.9 и 4.10 показаны различные способы решения этой задачи.

Влагопроницаемость пластических материалов можно свести к минимуму, используя большое число слоев из различных материалов. Кон-

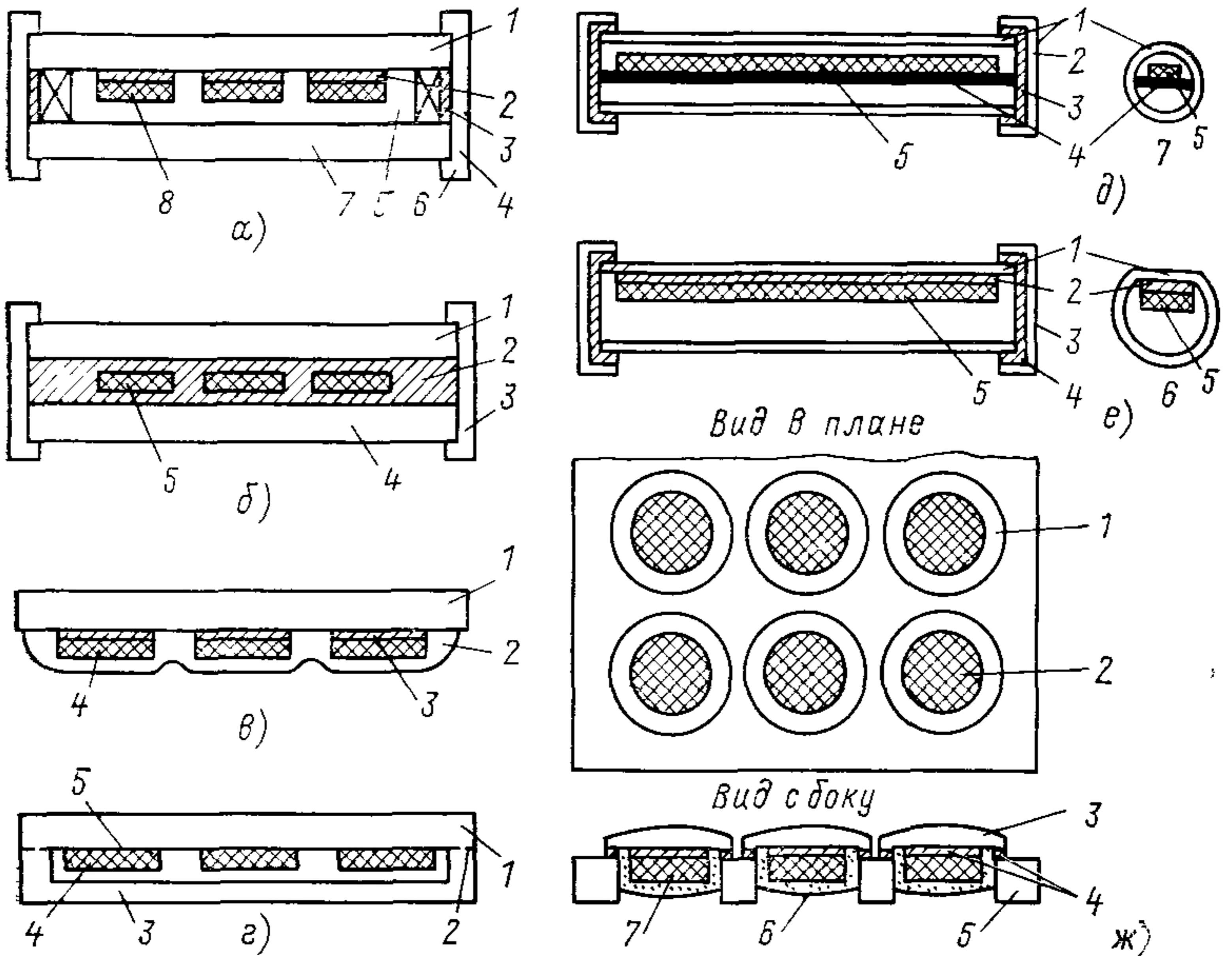


Рис. 4.9. Стекланные покрытия модулей солнечных элементов наземных батарей:

а — изолирующее покрытие; 1 — верхний слой покрытия; 2 — слой клея; 3 — полимерное уплотнение; 4 — алюминиевый ограничитель; 5 — незаполненное герметически изолированное пространство; 6 — алюминиевая рамка; 7 — нижний слой покрытия; 8 — элемент в виде дисков или лент из кремния; б — многослойное покрытие, обеспечивающее защиту от различных климатических условий: 1 — верхний слой покрытия; 2 — элементы, залитые клеящим слоем (например, кремнийорганическим каучуком); 3 — солнечный элемент; 4 — нижний слой покрытия; 5 — алюминиевая рамка (использование необязательно); в — модуль с верхним стекляннным покрытием и нижним защитным слоем из полимера: 1 — верхний слой покрытия; 2 — полимерный уплотняющий слой; 3 — слой клея; 4 — кремниевый элемент; г — модуль с верхним и нижним покрытиями: 1 — верхний слой покрытия из боросиликатного стекла; 2 — уплотнение между верхним и нижним покрытиями; 3 — нижний слой покрытия из боросиликатного стекла; 4 — кремниевый элемент; 5 — электрический контакт между элементом и покрытием; д — покрытие в виде флуоресцентной трубки: 1 — поверхностный слой трубки из флуоресцентного стекла; 2 — металлическая верхняя крышка; 3 — уплотняющий слой клея; 4 — полочка; 5 — полоска кремниевого элемента, приклеенного к полочке; 6 — длина трубки; 7 — трубка в разрезе; е — покрытие в виде плоской флуоресцентной трубки: 1 — трубка из флуоресцентного стекла с плоской верхней частью; 2 — слой клея; 3 — металлическая крышка; 4 — уплотнение или клеящий слой; 5 — полоска кремниевого элемента; 6 — трубка в разрезе; ж — покрытие в виде отдельных стеклянных линз (группа элементов): 1 — стеклянный диск; 2 — диск из кремния; 3 — диск из прессованного боросиликатного стекла (линзы передних автомобильных фар); 4 — слой клея; 5 — металлический слой с круглыми отверстиями для элементов; 6 — уплотнение; 7 — кремниевый элемент, приклеенный к линзе из стекла

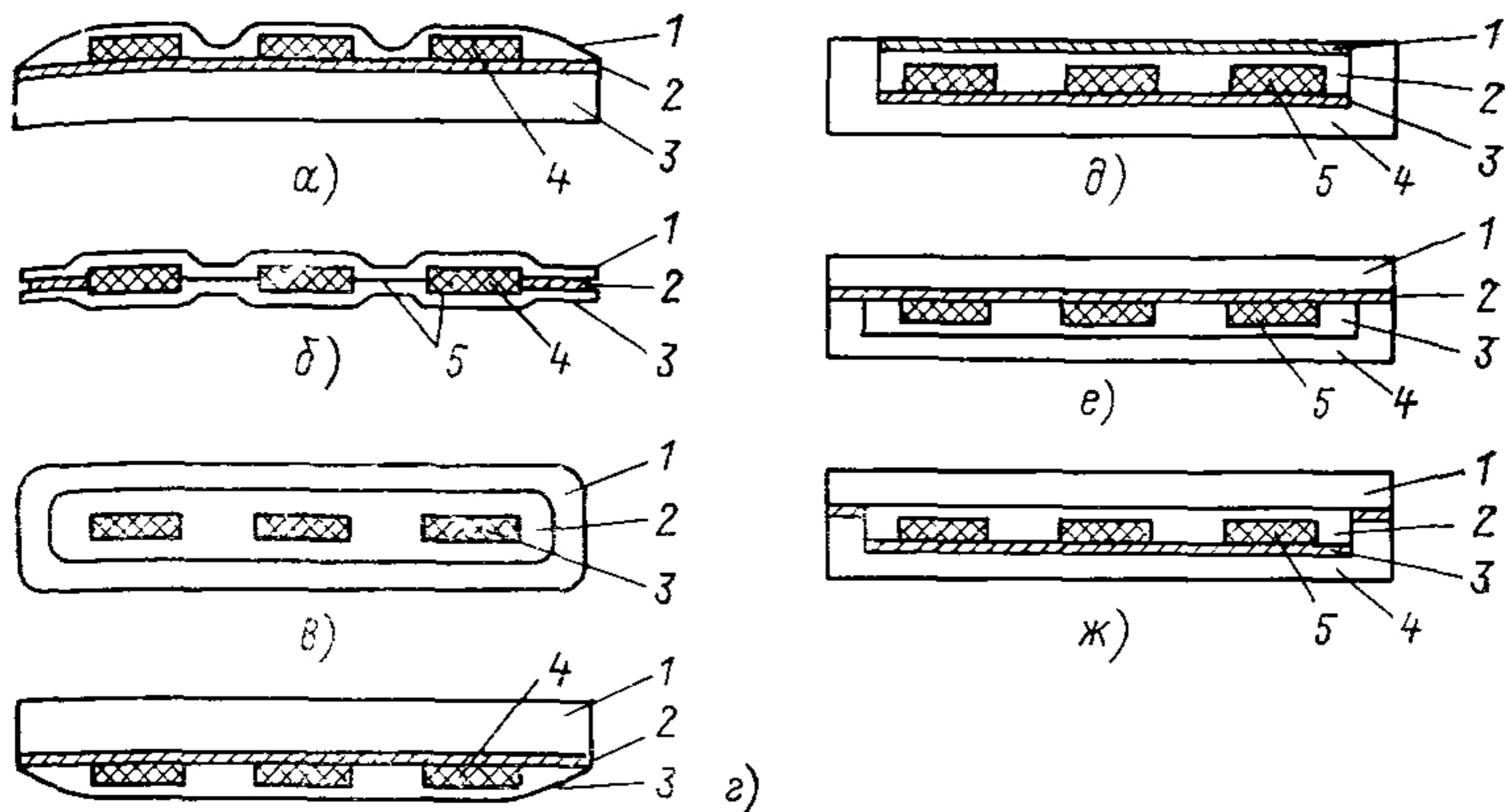


Рис. 4.10. Прозрачные полимерные покрытия модулей наземных батарей:

а — прилегающая форма верхнего покрытия: 1 — сплошное покрытие; 2 — слой клея (может быть нанесен только под элементы); 3 — жесткая панель; 4 — солнечные элементы в виде дисков, полосок или пластин; **б** — покрытие из пленки: 1 — тонкий полимерный материал; 2 — уплотнение из клеящего материала; 3 — полимерная пленка (или твердая панель); 4 — солнечные элементы; 5 — слой клея; **в** — покрытие в виде трубки: 1 — плоская полимерная трубка; 2 — резервуар, заполненный жидкостью или твердым веществом; 3 — элемент в виде полоски из кремния; **г** — сплошное покрытие: 1 — твердое покрытие; 2 — слой клея; 3 — прилегающее покрытие, образующее полость, заполненную жидкостью или твердым веществом, или связующая полимерная пленка; 4 — кремниевый элемент; **д** — покрытие элементов в виде оболочки, расположенной на твердой панели: 1 — верхний слой покрытия; 2 — полость, 3 — твердая подложка; 4 — кремниевые элементы; **е** — покрытие прямоугольной формы с приклеенными к нему элементами: 1 — сплошное твердое покрытие; 2 — слой клея; 3 — полость или оболочка; 4 — панель с ячейками для элементов; 5 — кремниевые элементы; **ж** — покрытие прямоугольной формы с элементами, приклеенными к панели: 1 — сплошное твердое покрытие; 2 — жидкое или твердое заполнение; 3 — слой клея; 4 — панель с ячейками для элементов; 5 — солнечные элементы

струкция многослойного модуля позволяет обеспечить более высокую сопротивляемость удару материалов защитных покрытий и снизить уровень механических повреждений, возникающих в солнечных элементах при ударе.

4.8. ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЗРАЧНЫМ ЗАЩИТНЫМ ПОКРЫТИЯМ

Покрытия модулей наземных солнечных батарей подвергаются воздействию различных факторов. В настоящее время в целом еще не вполне ясно, как эти факторы воздействуют на материалы покрытий; нельзя также с определенностью сказать, какими должны быть свойства материалов для обеспечения достаточной защиты элементов. Характеристики материалов, представляющих интерес, рассмотрены ниже.

Износостойкость материалов, используемых для покрытий, к атмосферным воздействиям. Эта характеристика, являющаяся одной из основных, показывает относительную сопротивляемость различных мате-

риалов воздействию внешней среды. После испытаний в атмосфере часто происходят такие явления, как обесцвечивание, потеря глянца, появление поверхностных царапин, покрытие известковым налетом, разъедание поверхности, появление ржавчины, растрескивание, охрупчивание, потеря прочности и гибкости. В некоторых случаях покрытия превращаются в зернообразные или порошкообразные материалы и выкрашиваются. Атмосферный кислород, влага, свет (особенно ультрафиолетовое излучение Солнца) ускоряют процесс разрушения. Повышенные концентрации озона и промышленных газов обычно способствуют ухудшению первоначальных свойств материалов покрытий (см. также гл. 5).

Оптическое пропускание. Эта характеристика заключается в достаточной широкополосности оптического пропускания покрытий, которые должны быть прозрачны во всей области спектральной чувствительности солнечных элементов и определяются эффектами изменения цвета (потемнения) материалов покрытий и механическими повреждениями их поверхности.

Показатель преломления. Этот оптический параметр материалов покрытий определяет потери света, проходящего к солнечным элементам, вызванные отражением от поверхности.

Влагопроницаемость отражает скорость проникновения паров внутрь корпуса модуля. Все пластики и некоторые стекла являются до определенной степени проницаемыми для влаги. Влага, проникающая в солнечные элементы и межэлементные соединения, может вызвать коррозию и привести к уменьшению выходной мощности модуля.

Стойкость к плеснеобразованию показывает способность материалов задерживать рост плесневых грибков или препятствовать ему. Обычно пластификаторы, смазка, стабилизирующие вещества и другие добавки создают питательную среду для роста плесени. Появление плесени на покрытиях приводит к разъеданию их поверхности и к снижению светопропускания.

Оседание пыли и грязи служит характеристикой способности материалов притягивать и удерживать пылинки и грязь из окружающего воздуха.

Эластичность. Знание этого свойства необходимо для расчетов конструкционных напряжений в модулях. Оно включает гибкость модуля, предел текучести, относительное удлинение.

Коэффициент линейного теплового расширения. Эта характеристика имеет важное значение для конструирования некоторых модулей потому, что ею обуславливаются относительное движение слоев собранного модуля и различие в износостойкости.

Сопrotивляемость ударным напряжениям. С ее помощью измеряют энергию упругой деформации, которую тело может накопить, прежде чем оно разрушится. Ударные напряжения могут возникать при перевозках, установке и чрезмерных нагрузках. Некоторые пластики выдерживают большие нагрузки. Ряд стекол может в результате обработки

приобретать большую прочность к удару по сравнению с обычными стеклами.

Сопротивление истиранию показывает относительную сопротивляемость поверхности покрытий повреждениям, наносимым твердыми частицами, например песком во время песчаных бурь. Царапины (если их немного) снижают светопропускание покрытий, однако влияют на прозрачность защитных материалов. Покрытия из пластиков можно защитить с помощью твердых и износостойких слоев, обладающих высокой сопротивляемостью к механическим повреждениям.

Сопротивление изоляции не является очень существенной характеристикой покрытий в низковольтных системах, но становится значительной для высоковольтных систем. Напряжение между солнечными элементами и металлической панелью или рамкой защитной стеклянной пластины может вызвать электрохимическую коррозию, а также утечку генерируемой батареей электрической энергии на Землю. Кроме того, при избыточном значении сопротивления может оказаться необходимым обеспечить стекание зарядов статического электричества с поверхности защитных стекол и тем самым частично уменьшить загрязнение стекол притягиваемыми из воздуха пылью и грязью.

Воспламеняемость отражает способность материалов противостоять возгоранию при повышенных температурах, выдерживать действие огня или уменьшать скорость сгорания материалов. Воспламеняемость обычно связывают с формой и размерами материала. Почти все пластиковые материалы классифицируются как легко воспламеняемые.

Теплопроводность отражает способность материала к эффективному переносу теплоты.

4.9. МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ПРОЗРАЧНЫХ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ

Материалами для покрытий могут служить стекла и пластики. Некоторые стекла имеют по сравнению с другими материалами более высокую сопротивляемость к атмосферным воздействиям. Однако лучшие пластики обладают более высокой сопротивляемостью к атмосферным воздействиям, чем плохие сорта стекол. В настоящее время к материалам, стойким к воздействию окружающей среды, относятся пластики, изготовленные на основе политетрафлуэтилена и полиметилметакрилата¹.

Полиэтилентерефталат и поликарбонат имеют среднюю сопротивляемость к атмосферным воздействиям. Полиэтилен, поливинилхлорид, целлюлоза, полистирол, натуральный каучук и нейлон обладают низким сопротивлением к атмосферным воздействиям. Однако большинство материалов можно модифицировать, добавляя в них антиозонаты,

¹ Последний материал сильно темнеет под действием ультрафиолетового излучения Солнца и не является стойким к механическому истиранию. — *Прим. ред. пер.*

стабилизаторы для повышения стойкости к ультрафиолетовому излучению или другие добавки, которые могут повысить стойкость материалов к атмосферным воздействиям. Наиболее часто для изготовления защитных покрытий применяют фторсодержащие пленки Kel-F, кремнийорганические каучуки PFA и акрилаты CR-39, каждый из которых относится к наиболее дорогостоящим полимерным материалам, и материалы из различных сортов органического стекла, в целом более стойкие к атмосферным воздействиям, чем такие материалы, как Tedlar, C-4, поликарбонат и Tenite-479. Накопление пыли и грязи на поверхности твердых материалов обычно невелико, и поэтому они мало влияют (ухудшают) на светопропускание. Мягкие же материалы, например, RTV-615, Sylgard-184 и Viton ANV, накапливают грязь в больших количествах, в результате чего потери по светопропусканию составляют от 20 до 60%. В действующих установках мягкие материалы должны быть, конечно, защищены более твердыми.

4.10. ПРИНЦИПЫ КОНЦЕНТРАЦИИ СОЛНЕЧНОГО СВЕТА

Плотность потока излучения, падающего на солнечный элемент, можно увеличить по сравнению с естественной с помощью концентраторов солнечного света. Концентратор обладает большой входной апертурой A_a и малой выходной A_m , или, другими словами, рабочей поверхностью мишени. Геометрическое отношение собирания C_r определяется выражением

$$C_r = A_a / A_m. \quad (4.1)$$

Из-за неизбежного несовершенства оптических элементов и потерь в них реально достижимое отношение C_p всегда меньше геометрического отношения C_r . Степень совершенства оптической системы выражается с помощью оптической эффективности η_0 :

$$C_p = \eta_0 C_r. \quad (4.2)$$

Реальное отношение собирания, определенное по входной апертуре и площади мишени, определяется как отношение плотности потока солнечного излучения, падающего на входную апертуру P , к плотности потока, падающего на площадь мишени:

$$C_p = P / P_m. \quad (4.3)$$

Соотношения (4.2) и (4.3) идентичны. На практике, однако, точно определить C_p довольно трудно. Для простого определения эффективности можно воспользоваться эффективностью полной системы концентратор — батарея:

$$\eta = P_{\text{вых}} / P_a A_a. \quad (4.4)$$

Здесь $P_{\text{вых}}$ — электрическая энергия, генерируемая солнечной батареей или солнечным элементом, Вт; P_a — плотность потока солнечного излучения на входной апертуре, Вт/м²; A_a — площадь входной апертуры, м², перпендикулярной главной оси системы. При определении эф-

эффективности системы согласно (4.4) подразумевается, что солнечные элементы работают при установившейся температуре и энергия, необходимая для охлаждения (приходящаяся на один элемент или на одну оптическую систему) либо учитывается в этом выражении, что рассматривается отдельно.

4.11. СПОСОБЫ КОНЦЕНТРАЦИИ СВЕТА

Солнечный свет можно сконцентрировать с помощью преломления, отражения, преобразования длины волны, дифракции или применяя лазеры. Преломление происходит в линзах, а отражение — в зеркалах. Линзы могут быть плосковыпуклые и двояковыпуклые. В последнее время широко используются легкие линзы Френеля (рис. 4.11). Поверхность линз может быть сферической и несферической. Несколько практических схем для собирания света при отражении показано на рис. 4.12.

При преломляющем и отражающем способах собирания света можно использовать действительные или мнимые изображения. Элементы, проектирующие действительное изображение, уменьшают проекцию Солнца на плоскость изображения (фокальную плоскость) в соответствии с законами геометрической оптики. Концентраторы света, использующие мнимое изображение, просто сводят солнечные лучи, не создавая при этом изображения Солнца.

Отражательные и преломляющие компоненты устройств могут быть точечно-фокусирующие и линейно-фокусирующие независимо от того, действуют ли они по оптической схеме с мнимым или действительным изображением (рис. 4.13). Точечно-фокусирующие концентраторы называют также аксиальными, коаксиальными или трехмерными концентраторами. Линейно-фокусирующие концентраторы делятся на желобочные, линейные или двумерные.

Точечно-фокусирующие концентраторы могут быть полностью осесимметричного (кругового) или многоугольного типов. Четырехсторонний тип концентратора (рис. 4.13) часто используют в устройствах, состоящих из нескольких линз Френеля или зеркал квадратной или прямоугольной формы.

Концентраторы можно также классифицировать по числу применяемых ступеней собирания. На рис. 4.14 показаны два концентратора, имеющих две ступени собирания. В одной, известной также как система Кассегрейна (названа по системе телескопа аналогичной конструк-

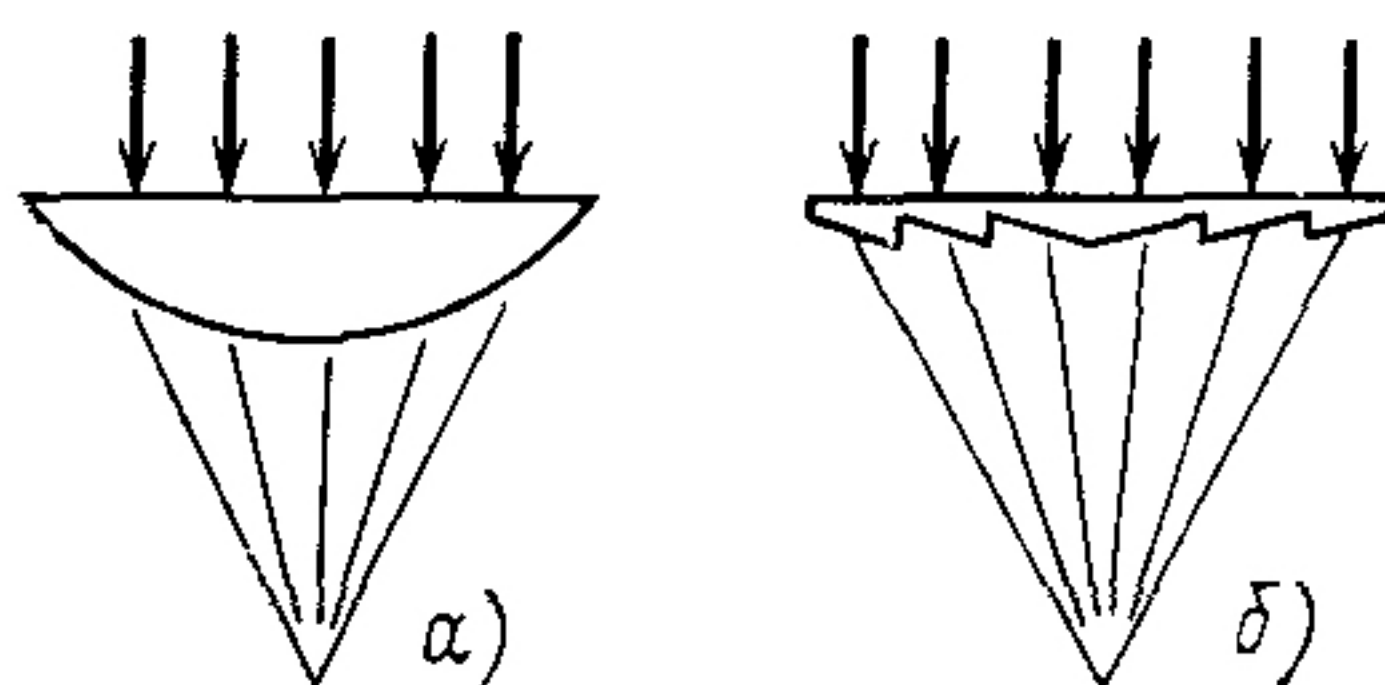


Рис. 4.11. Преломляющие собиратели света: обычные оптические линзы со сферической или несферической поверхностью (а) и линзы Френеля со сферической или несферической поверхностью (б)

ции), для собирания света используются два зеркала. Третий отражатель, не рассматриваемый как самостоятельная ступень собирания, служит для отведения в сторону размытых пучков, образующихся при отражении от несовершенной части оптической поверхности, например образовавшихся при неточной установке оптической оси системы в направлении на Солнце. В других двухступенчатых системах используются для отражения одна внешняя и одна внутренняя поверхности. Внутреннее отражение, известное также как полное отражение, происходит, когда луч света пытается выйти из среды с высоким показате-

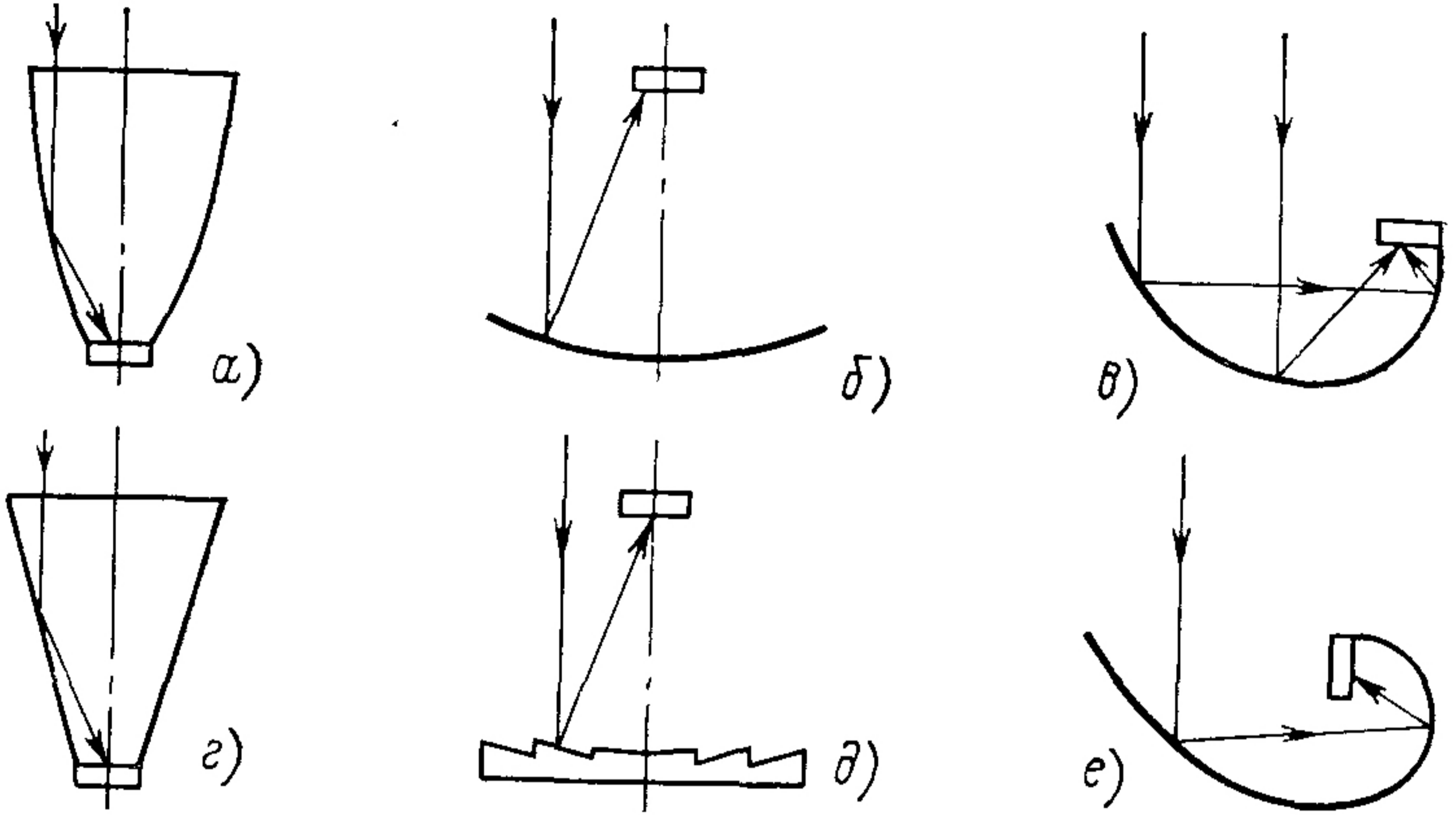


Рис. 4.12. Отражательные собиратели света: с параболическим зеркалом, отражающим свет к оси в направлении падающего света (а) и в противоположном направлении (б), с зеркалом в форме профиля морской волны (в и е), с плоскими зеркалами, направленными под углом друг другу (г), или с параболическим зеркалом Френеля (д)

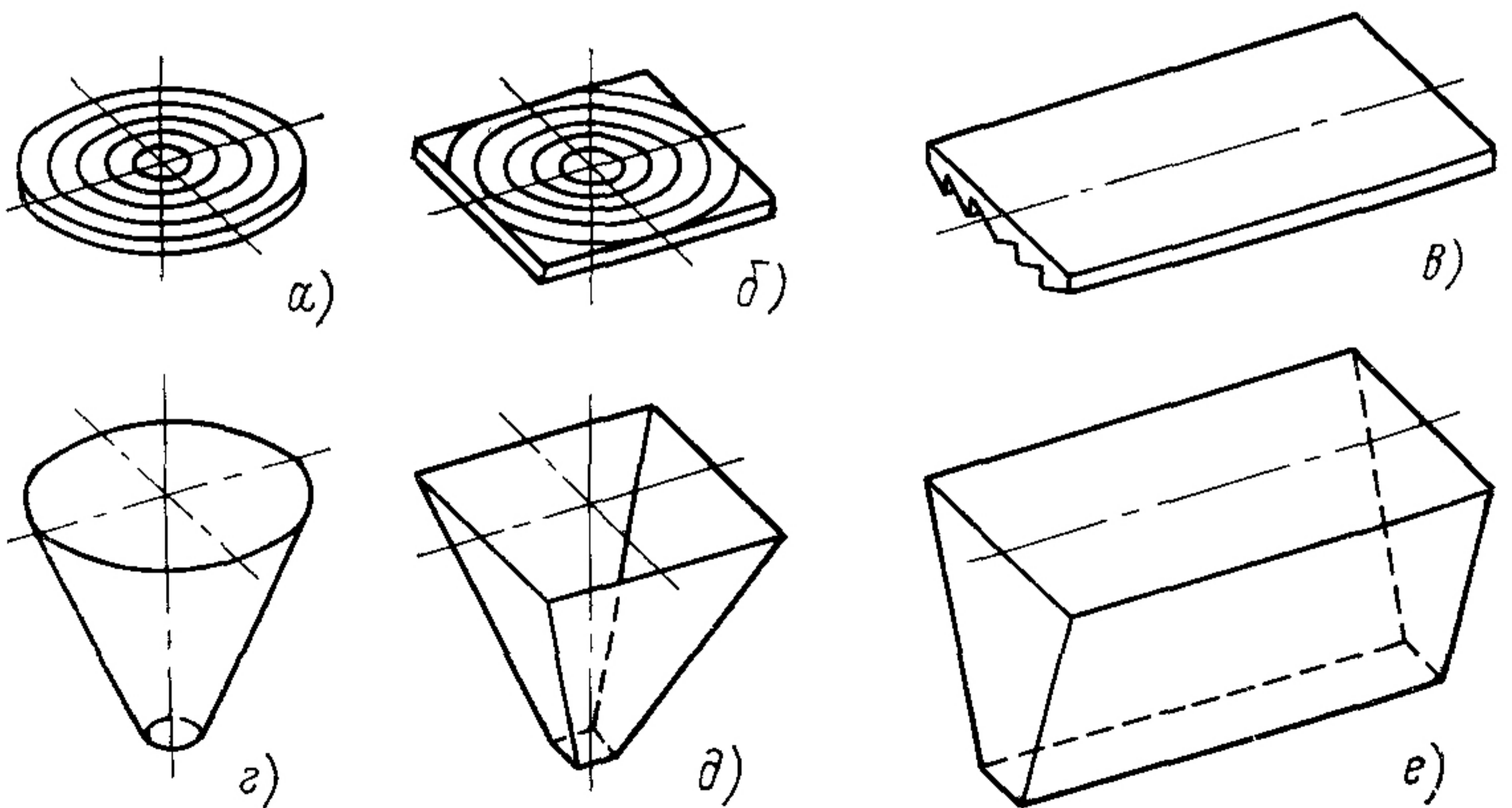
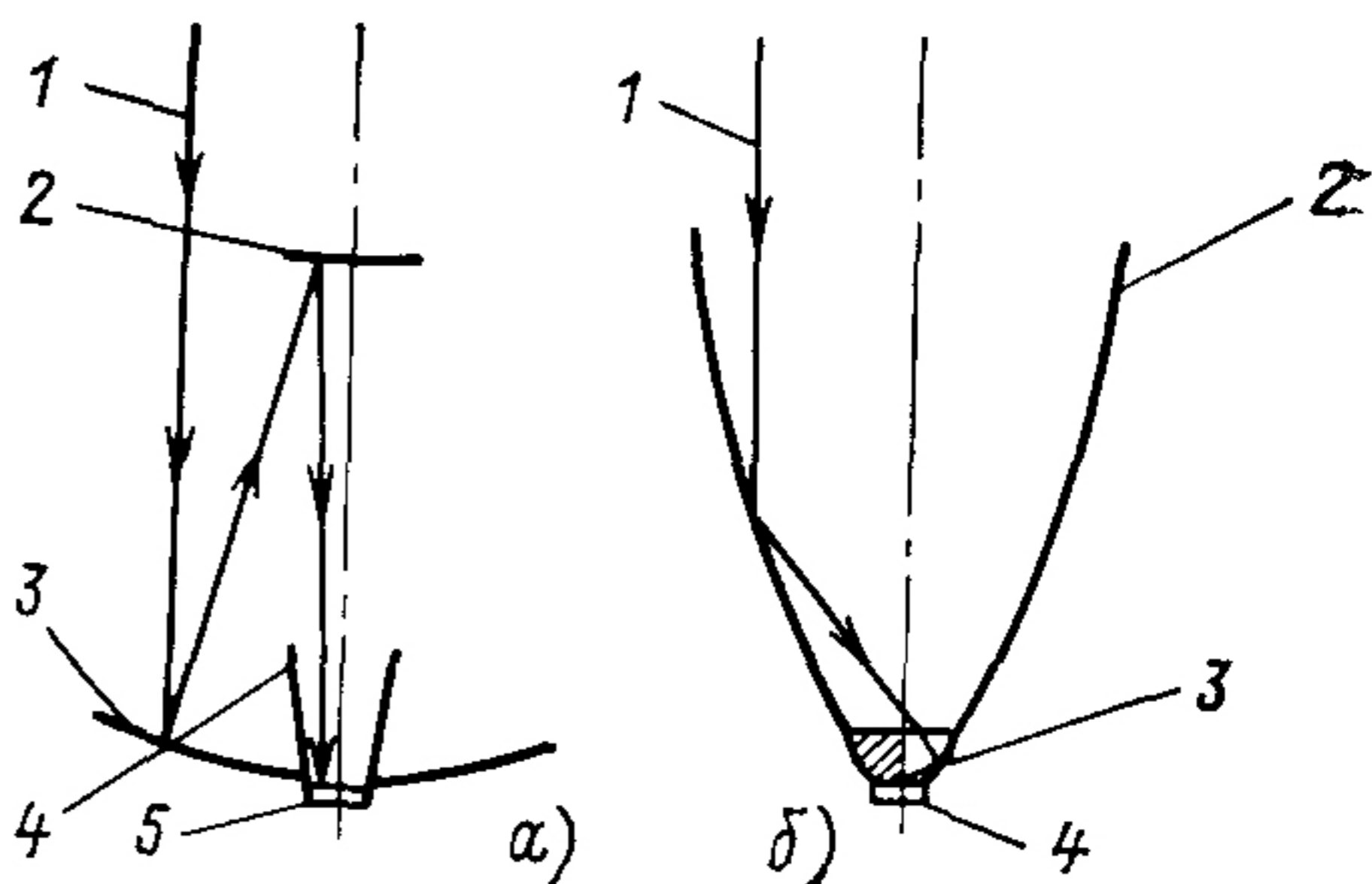


Рис. 4.13. Концентраторы плоские на основе линз или зеркал Френеля (а—в) и объемные концентраторы (г—е)

Рис. 4 14. Двухступенчатые концентраторы типа Кассегрейна (а) и Уинстона (б):

1—солнечные лучи; 2—зеркало, собирающее вторичный пучок света на первой ступени; 3—параболический коллектор для сбора первичного пучка света; 4—вторая ступень концентрации света; 5—солнечный элемент



лем преломления в среду с более низким показателем преломления, причем угол падения света на границу двух сред достаточно большой.

В концентраторах солнечного света, в которых используется принцип преобразования длин волн, солнечная энергия внутри достаточно широкого диапазона длин волн, принадлежащих солнечному спектру, преобразуется в энергию излучения узкого интервала длин волн, который соответствует области наиболее высокой спектральной чувствительности солнечного элемента. Этот интервал длин волн, как правило, расположен вблизи красной границы фотоэффекта для данного полупроводникового материала, определяемой шириной его запрещенной зоны. Преобразование длины волны излучения, падающего на батарею или элементы обеспечено, например, с помощью селективных излучателей или фотолюминесцентных красок. Поверхность селективных излучателей покрыта материалом, способным испускать излучение в узком диапазоне длин волн, причем нагрев излучателя осуществляется с помощью концентратора солнечного света; диапазон длин волн, испускаемых селективным излучателем, как правило, выбирается вблизи энергии запрещенной зоны полупроводникового материала, из которого изготовлен солнечный элемент.

Фотолюминесцентный солнечный концентратор (ФСК) известен также как плоскопараллельный или плоский концентратор. Солнечный свет, который падает на плоскую пластину, покрытую люминесцирующей или флуоресцирующей краской, поглощается этой краской. В процессе поглощения света падающие фотоны возбуждают молекулы краски, при этом возникает новое излучение, но уже с другой длиной волны, характерной для данного состава краски. Переизлученная энергия захватывается внутри плоской пластины внутренним отражателем и после многократного отражения от плоских отражающих стенок попадает на солнечные элементы, установленные по периметру плоского прямоугольного концентратора света [5, 7].

Концентраторы света для солнечных батарей в космосе. Солнечные батареи с концентраторами в космосе до сих пор не использовались. Предлагаемые для применения в космосе конструкции концентраторов подобны используемым на Земле, но в отличие от последних они долж-

ны быть очень легкими, перед запуском в космос должны компактно складываться и разворачиваться после выхода аппарата на орбиту или собираться там из отдельных элементов.

4.12. КОНТРОЛЬ КАЧЕСТВА СОЕДИНЕНИЯ МЕТАЛЛОВ

Качественно выполненное соединение обладает высокой прочностью и стойкостью к длительному термоциклированию независимо от способа его получения. Однако нельзя сказать точно, как же получить качественное соединение деталей. Обнаружено, что долговечность хорошо выполненного паяного или сварного соединения при воздействии циклических нагрузок (прочность на усталость) не связана с пределом прочности на срез или отрыв при статических нагрузках (за исключением заведомо плохих соединений). Исследования структуры материала шва у соединений, имеющих длительный и короткий срок службы, химический анализ сплавов паяного шва и другие попытки понять причины, лежащие в основе этого явления, не привели к успеху. Таким образом, при отработке режимов сварки или пайки, которые будут использоваться для сборки батарей, предназначенных для работы в условиях периодического изменения температуры, необходимы не только визуальный осмотр и испытания на срез или отрыв, но также испытания на термоциклирование. Оптимальный режим пайки или сварки, определенный в результате длительных испытаний, должен в процессе производства достаточно точно поддерживаться и контролироваться.

4.13. МЕТОДЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

При использовании сварки для соединения элементов в батарею возникают новые проблемы, связанные с контролем процесса сварки и гарантией качества соединения. Процесс пайки без труда можно контролировать по расходу припоя, но нет очевидных показателей, позволяющих судить о качестве сварного шва. Так же как и при пайке, не все сварные соединения получаются одинаковыми, даже если режим сварки, рабочая часть электродов и свойства поверхностей деталей во всех случаях явно одинаковы. Поэтому необходимо следить за качеством полученного соединения.

Методы неразрушающего контроля основываются на одной или нескольких операциях по измерению или определению некоторых свойств соединения, результаты которых могут быть соотнесены с результатами разрушающих механических испытаний, позволяющих определить качество сварки (например, испытания на срез или отрыв и испытания на термоциклирование). Операции неразрушающего контроля можно выполнять до процесса соединения деталей, в период его проведения и после [3, 4].

Ранние исследования по неразрушающему контролю показали, что нельзя использовать какой-либо один метод для определения качества соединения — лишь при сочетании нескольких методов можно решить

эту задачу. Разработаны системы неразрушающего контроля, включающие оценку многих параметров. Если большая часть этих параметров оценивается положительно, то принимается решение о пригодности сварного соединения. Чаще всего в этих системах контроля используют различные формы измерения электрического сопротивления зоны соединения по проведению сварки, в процессе ее и после.

Измерение электрического сопротивления до сварки. Поскольку энергия, выделяющаяся при сварке, влияет на качество соединения, целесообразно измерять электрическое сопротивление в цепях, включающих электроды и свариваемые материалы, еще до того, как импульс сварочного тока пройдет через детали. Если сопротивление повышенное или, наоборот, слишком низкое, можно ожидать, что соединение получится неудачным. Возможные варианты схем измерения электрического сопротивления (А—В, А—С, А—Д, А—Е, С—Д, Д—Е) показаны на рис. 4.6.

Контроль электрических параметров процесса сварки. Даже если оптимальный режим подобран и тщательно выполняется, в отдельных случаях сварка может оказаться некачественной. Это происходит, когда, например, попадает изогнутая, загрязненная, неправильной формы шинка или контакт солнечного элемента имеет малую толщину; кроме того, в работе сварочного аппарата могут возникать непредвиденные отказы. Измерив электрическое напряжение на электродах и ток, прошедший через детали в момент сварки, сравнив их значения с значениями, наблюдаемыми при хорошем качестве соединения, можно судить о качестве выполненного соединения.

Темновая характеристика солнечного элемента. Изменение темновой вольт-амперной характеристики солнечного элемента в момент сварки можно использовать для оценки температуры процесса. Электрическое смещение создают с помощью источника постоянного напряжения или постоянного тока; параметром, определяющим температуру, будет соответственно изменение выходного тока или напряжения.

Инфракрасное излучение, возникающее в процессе сварки, можно использовать для измерения температуры сварного шва или хода ее изменения во времени. Практическое применение этого метода встречает затруднения, связанные с изменениями излучающих свойств электродов и привариваемых шинок. Электроды излучают в инфракрасном диапазоне практически так же¹, как и свариваемые детали. Поскольку при массовом производстве электроды нагреваются, мощность их теплового излучения превышает мощность излучения соединяемых деталей. Успешно можно применять только те радиометры, которые имеют небольшое поле зрения и узкий интервал спектральной чувствительности в необходимом диапазоне длин волн.

Акустическая энергия. В процессе плавления и затвердевания материала образуется характерный звук (шум). Акустический метод конт-

¹ Точнее, обладают практически одинаковой излучательной способностью в инфракрасной области спектра. — Прим. ред. пер.

роля вначале был разработан для испытаний больших объектов и тем применен к солнечным элементам. Звуковые сигналы, возникающие в моменты плавления и затвердевания, улавливаются датчиками на основе пьезоэлектрических кристаллов, затем усиливаются и регистрируются на экране осциллографа. Некоторые успехи в разработке этого метода достигнуты применительно к солнечным элементам без стекла, однако для дальнейшего совершенствования потребовались приборы, которые пока не освоены промышленностью.

Осадка электрода. Результаты измерения осадки электрода в процессе нагрева свариваемых деталей часто используются для оценки качества сварки в различных областях промышленности. Осадка электрода (или иначе обжимка) происходит под действием давления на электрод в тот момент, когда с ростом температуры свариваемый участок детали деформируется. Осадка электрода оценивается визуально, часто с применением оптических приборов. Если в процессе сварки определяют фактическое перемещение электрода, то это перемещение называют динамической осадкой.

В процессе сборки солнечных элементов осадка электрода не может быть критерием качества сварки, так как она очень мала, однако визуальный осмотр деформации шинки производят.

Методы контроля после проведения сварки. Визуальный контроль качества соединения ограничивается осмотром формы и глубины отпечатка, оставленного в шинке электродом, следов обгорания шинки (потемнение или изменение цвета), особенно между отпечатками электродов.

Инфракрасный микроскоп (с преобразованием изображения в световое). Осмотр сварного соединения под микроскопом проводят для определения размера отпечатка электрода в инфракрасных лучах (после преобразования изображения в видимое излучение) и оценки произведенного во время сварки давления на полупроводник. Для этого используют скрещенные поляризационные инфракрасные фильтры.

Для инфракрасного контроля применяемого излучение в спектральном интервале, прозрачном для кремния (или другого полупроводникового материала). Качество сварки проверяется с тыльной стороны элемента, на которой в соответствующем месте должен быть небольшой участок поверхности, свободной от металла. Приборы для инфракрасного контроля подобны микроскопам, предназначенным для видимого излучения, за исключением того, что инфракрасное изображение преобразуется в световое. Увеличение, глубина резкости и поле зрения инфракрасных микроскопов близки к тем, которые имеют оптические микроскопы.

Другие методы контроля. В различных областях промышленности, не связанных с производством солнечных элементов, применяются разнообразные методы неразрушающего контроля. Многие из них в разное время были опробованы для контроля сварных соединений сол-

нечных элементов, но применения они так и не нашли. Возможно, это дело будущего. Ниже перечислены эти методы.

Видеозапись в инфракрасном излучении. Солнечные элементы при использовании этого метода равномерно нагреваются, а поверхность соединения сканируется инфракрасным детектором. Распределение температуры по поверхности регистрируется на экране катодно-лучевой трубки. Ожидалось, что совсем несоединенные или плохо приваренные шинки при этом должны быть более холодными (вследствие конвекционного охлаждения).

Некачественные сварные соединения пытались выявить голографическим методом. Однако ни оптические голограммы на фотопленке, ни акустическая аппаратура, которая с помощью ультразвука частотой от 1 до 7 МГц позволяет получать изображение на телевизионном экране, ни лазерное излучение не способны обнаруживать дефекты сварки.

Предполагали, что измерение импеданса сварных соединений на высоких частотах или измерение вихревых токов, индуцированных в области соединения, поможет определить размер неоднородностей и непроваренных участков. Пытались также оценить качество сварки, пропуская акустические колебания через область соединения, но безуспешно. Исследовали, не влияет ли качество сварки на коэффициент отражения высокочастотных ультразвуковых волн. При использовании иммерсионного способа и колебаний частотой от 5 до 25 МГц было установлено, что метод позволяет выявить только совершенно несоединенные детали.

С помощью сфокусированных рентгеновских лучей можно получать увеличенное изображение небольших участков поверхности. Однако этим методом не удалось обнаружить четких границ сварного шва. Пытались также определить качество соединения с помощью простого измерения сопротивления зоны сварки по постоянному току — подобно тому, как это делают до проведения сварки.

4.14. КОНТРОЛЬ КЛЕЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

В производственных условиях необходимую прочность клеевого соединения можно достигнуть только при надежном контроле процесса склейки. Кроме того, важно знать и качество клеящего состава. На практике для этого проводятся испытания небольших типовых образцов, которые создаются таким же способом, что и реальные детали (в аналогичных условиях и с применением тех же процессов и материалов). Образцы подвергаются разрушающим испытаниям (на отслаивание, разрыв или изгиб), которые и позволяют установить соответствие прочности клеевого соединения требуемой.

4.15. ВИЗУАЛЬНЫЙ ОСМОТР

Это одно из наиболее важных средств контроля технологического процесса. Осмотр может выполняться невооруженным глазом или с по-

мощью оптических приборов. Наиболее часто используются бинокулярные микроскопы с увеличением от 5 до 40. Трещины в солнечных элементах и покрытиях лучше видны невооруженным глазом. Осмотр паяных или сварных соединений, деформации шинок, зазубрин и сколов на покрытиях лучше проводить при увеличении от 10 до 20.

4.16. КРИТЕРИИ КАЧЕСТВА ИЗГОТОВЛЕНИЯ

Качество внешней отделки батареи отражает и качество ее изготовления в целом. По отдельным показателям качества батареи устанавливают, пригодна она или нет. Показатели качества могут быть функциональными и внешнего вида. Функциональные показатели оказывают влияние (или могут это делать в ходе эксплуатации) на характеристики батареи, срок службы или надежность; показатели внешнего вида этого влияния не оказывают. В какую группу относится тот или иной показатель — зависит от особенностей конструкции батареи, от того, в каких условиях она будет работать, т. е. от конкретного назначения батареи. Для определения качества изготовления батареи в каждом особом случае можно использовать следующие показатели.

Растрескивание солнечных элементов. Трещину можно отнести к показателям внешнего вида, если она разделила лицевой и тыльный контакты таким образом, что они не оказались электрически разъединенными вследствие дублирования электрических соединений. Все другие трещины в различной степени функциональны. Некоторые трещины не ухудшают электрические характеристики солнечных элементов. Однако во время эксплуатации в результате механических нагрузок и термоциклирования трещины в полупроводниках могут разрастаться и пройти через площадь, занимаемую контактом. В дальнейшем это может привести к изменению характеристик элементов.

Растрескивание покрытий (космических батарей). Трещины, которые проходят вне активной площади элемента, можно отнести к показателям внешнего вида. Все другие трещины функциональны. Радиационную защиту и типовые свойства батареи трещины не ухудшают. Однако если радиационная защита неполная, деградация одного элемента может повлечь за собой деградацию всей цепочки.

Растрескивание покрытий (наземных батарей), обеспечивающих защиту от влаги и механических повреждений, относится к функциональным показателям.

Сколы элементов и покрытий (у космических батарей). У батарей, предназначенных для работы на синхронных орбитах, допустимо небольшое число сколов; для работы на низких орбитах допускается большее их число. Это число зависит от запаса мощности батареи и от вероятности повреждений от протонов. При полетах в радиационных поясах дефекты покрытий не допускаются, за исключением случаев, когда батарея имеет большой запас мощности. Дефект на отдельном

эlemente может быть причиной деградации всей последовательной цепи элементов.

Вариации цветовых оттенков. Солнечные элементы и покрытия могут иметь различные цветовые оттенки, особенно если их рассматривать под большим углом от нормали к поверхности. Это явление можно считать показателем внешнего вида.

Отслоение покрытий. Сюда входят частичное отслоение покрытий от солнечных элементов, пузыри и пустоты в слое клея. Небольшое число таких дефектов допустимо и зависит от запаса мощности батареи, жесткости механических нагрузок, агрессивности окружающей среды, диапазона термоциклирования. При температурном воздействии возникают небольшие отслоения, число которых может увеличиться при эксплуатации.

Толщина слоя клеящего состава. Колебания толщины элемента и слоя клеящего состава могут оказаться функциональными показателями в зависимости от прикладываемых термомеханических нагрузок, от отверждающих свойств клея и от стойкости к потере светопропускания в конце срока службы батареи. Небольшое изменение толщины влияет только на внешний вид.

Наплывы клеящего состава. При попадании клеящего состава в зазоры между элементами и шинками изменяется лишь внешний вид модуля или группы, если клей остается достаточно гибким во всем рабочем (или нерабочем) диапазоне температур батареи. При температурах ниже -100°C клей обычно становится твердым и хрупким, вызывает разрывы и трещины в элементах, покрытиях и шинках.

Наплыв клеящего состава на переднюю поверхность покрытия может вызвать затенение элемента из-за воздействия ультрафиолетового излучения на клей. Небольшие наплывы не причиняют вреда; наплывы, занимающие большие площади, могут привести к падению выходной мощности батареи.

4.17. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

С 50-х годов, когда началась разработка солнечных элементов, методы определения их характеристик постоянно совершенствовались — от первых измерений зависимости напряжения от сопротивления в так называемую хорошую погоду до экспериментов на ракетах и космических аппаратах, применения солнечных имитаторов, высокоточной спектрорадиометрической аппаратуры и измерительных систем с аналоговой и цифровой обработкой результатов.

Вначале характеристики солнечных элементов и модулей, предназначенных для использования на космических аппаратах, определяли в лаборатории при освещении лам-

пами накаливания. Элементы освещали вольфрамовыми лампами с цветовой температурой от 2700 до 3400 К (эффективная цветовая температура Солнца составляет около 6000 К). В некоторых случаях для снижения инфракрасного излучения ламп накаливания дополнительно устанавливали водяные фильтры. Такие установки не позволяли прогнозировать параметры солнечных батарей в космических условиях с высокой точностью, однако использовались в производстве, поскольку необходимо было периодически измерять характеристики панелей при их изготовлении. Зависимость спектрального пропускания воды от температуры, образование пузырей, появление микроорганизмов вызывали такую высокую нестабильность показаний, что впоследствии от водяного фильтра совсем отказались.

В середине 60-х годов вольфрамовая лампа служила основным источником света при массовых испытаниях солнечных элементов. Стабильность и надежность этих ламп брали верх над их недостатком — существенным отличием их спектра излучения от солнечного. Еще в 50-х годах было ясно, что воспроизводимые результаты измерений на вольфрамовых источниках можно получать только при строгом контроле за электрическим напряжением и, следовательно, за цветовой температурой лампы, а также при достаточно точном термостатировании элементов. Поток излучения в этом случае настраивался с помощью обычных неармированных солнечных элементов, которые градуировались на естественном солнечном свете по пиргелиометру (прибору, основанному на действии термопары, сконструированному специально для измерения солнечного потока). Таким образом, измерения элементов проводились в так называемых стандартных условиях с вольфрамовым источником (излучение вольфрамовой лампы с цветовой температурой 2800 ± 50 К без фильтров при плотности потока излучения, эквивалентного 100 мВт/см^2 солнечного потока; температура элементов составляла 28°C).

Этот уровень освещения связан с воздействием естественного солнечного излучения на элементы в обычных условиях при плотности потока 1 кВт/м^2 (100 мВт/см^2). Несмотря на то что плотность потока, равная 1 кВт/м^2 , выбрана произвольно, такие значения часто наблюдаются в ясные дни на уровне моря. Таким образом, стандартные условия соответствуют естественным условиям солнечного освещения. Результаты измерения электрических параметров элементов, полученные при любой другой интенсивности, экстраполировали затем к 1 кВт/м^2 . Для измерения плотности потока применяли обычные метеорологические

приборы, в частности пиргелиометры. Вначале использовали пиргелиометры с угловым полем 180° , но в дальнейшем, чтобы снизить погрешность, возникающую из-за влияния рассеянного излучения неба, их заменили на пиргелиометры нормального падения¹.

Когда возникала необходимость в точных характеристиках, солнечные элементы измеряли в прямом солнечном потоке; в других случаях вклад рассеянного излучения (неба) оценивали по отношению токов короткого замыкания, измеренных для одного из элементов в полном и прямом солнечном потоке. Солнечные элементы, отградуированные на естественном солнечном свете, затем применяли при настройке имитаторов на основе вольфрамовых ламп. Для настройки регулировали расстояние между элементом и лампой или вводили нейтральные фильтры или проводочные сетки, изменяя интенсивность до тех пор, пока ток короткого замыкания эталонного элемента не достигал того значения, какое он имел при естественном солнечном излучении и плотности потока 1 кВт/м^2 .

Методика, выбранная для градуировки, вызвала ряд проблем. Во-первых, плотность потока и спектр солнечного излучения в значительной степени зависели от места и дня проведения работ, что приводило к непостоянству результатов градуировки. В связи с этим было решено выполнять градуировку на Столовой горе (там тогда находилась Солнечная обсерватория Смитсоновского института и имелись данные по плотности потока и спектру солнечного излучения почти за 25 лет).

Столовая гора расположена приблизительно в 150 км от г. Лос-Анжелеса и связана с ним автострадой. Атмосфера в этом месте до конца 60-х годов отличалась относительно высокой стабильностью. Испытания проводились на высоте 2291 м. Гора находится в выступающей северной части горного района Сан Бернандино, непосредственно примыкающего к пустыне Мохаве. Здесь преобладает безоблачная погода с низкой влажностью.

Было установлено, что измерения, которые проводились на лампах накаливания с настройкой по эталонным солнечным элементам, отградуированным в воспроизводимых условиях на естественном солнечном излучении, дают достаточно точную коррекцию с данными в космических условиях. Однако в 1961 г. было обнаружено, что спектральная

¹ В советской литературе термин «пиргелиометр» применяют только для приборов, измеряющих прямой поток солнечного излучения. — Прим. пер.

чувствительность солнечных элементов в связи с увеличением их к. п. д. значительно сдвинулась в красную область спектра¹. Это привело к возникновению погрешности порядка 15—20 %. Характеристики изготовленных в этот период солнечных элементов и батарей измеряли с помощью эталонов, у которых спектральная чувствительность отличалась от спектральной чувствительности новых элементов настолько существенно, что в космосе значения к. п. д. элементов и батарей оказывались завышенными приблизительно на 15%.

В этой ситуации появилась необходимость стандартизировать методы испытаний солнечных элементов на общегосударственном уровне. В 1959 г. было решено заключить эталонный солнечный элемент в корпус с кварцевым окном, обеспечить его термостабилизацию с помощью жидкого теплоносителя. Были оговорены необходимые углы коллимации потока для пиргелиометров и солнечных элементов, определены требования к атмосферным условиям для проведения градуировки эталонных солнечных элементов по пиргелиометру. В это же время был утвержден комитет, который подготовил инструкцию по измерению солнечных элементов на имитаторах Солнца.

В то время главным источником погрешностей при градуировке эталонных солнечных элементов был пиргелиометр. Неточность возникала не только из-за его собственной погрешности, которая превышала $\pm 3,5\%$, но в основном из-за большой разницы в спектральной чувствительности между пиргелиометром (0,2—3,5 мкм) и солнечным элементом (0,4—1,2 мкм).

В начале 60-х годов предпринимались попытки не использовать пиргелиометр, по крайней мере, при наземных методах градуировки. В дальнейшем надеялись получить предельную точность градуировки на самолетах, воздушных шарах и спутниках. Эталонные солнечные элементы, прошедшие градуировку на воздушном шаре, имели в то время наивысшую точность. Предлагалось принять такие эталоны в качестве окончательного стандарта для определения плотности потока излучения. Подобный подход к градуировке солнечных элементов космического назначения сохраняется и по сегодняшний день.

В течение последующих лет по-прежнему уделялось много внимания разработке имитаторов солнечного излучения, которые позволили бы однозначно решить все проб-

¹ Автор допускает здесь неточность: сдвиг максимума кривой спектральной чувствительности произошел не в красную, а в фиолетовую область спектра. — *Прим. ред. пер.*

лемы измерения характеристик солнечных элементов. Результаты экспериментов, проводимых на космических кораблях, вызывали сомнения в точности данных Джонсона [18] по солнечной постоянной и спектральному распределению энергии излучения Солнца, которые служили стандартом для воспроизведения имитаторами. Спектрорадиометрической аппаратуры для качественного измерения характеристик имитаторов в 1965 г. еще не существовало, не было и эталонных солнечных элементов, отградуированных в космосе, которые могли бы подтвердить надежность имитаторов. Имитаторы настраивались различными способами, которым в принципе доверяли, однако еще не было эталонов, отградуированных в космосе, или проверенных с помощью метрологических средств.

На основе принятых рекомендаций разрабатывались небольшие солнечные имитаторы с площадью освещения около 5 см^2 . Эти приборы оказались пригодными для выполнения наиболее качественных измерений отдельных элементов. Однако небольшой размер освещаемой площадки не позволял использовать их для батарей. Изготовители батарей и заказчики к 1965 г. не могли еще должным образом оценить характеристики готовых батарей из-за трудностей в коррекции между результатами измерений отдельных элементов и батарей в целом. Приемные испытания батарей все чаще проводились на Столовой горе, поскольку проектировщики и разработчики батарей все больше доверяли результатам измерений под естественным солнечным излучением. Единственным источником, применявшимся для освещения батарей в период изготовления, оставалась лампа накаливания.

При измерениях на Столовой горе часто возникали и технические трудности. Наиболее серьезная проблема состояла в выборе подходящей погоды. Для выполнения точных измерений необходимо было установить определенные требования к атмосферным условиям. Эти требования касались: 1) минимальной плотности потока излучения, значения которого лежали в интервале от 90 до 100 мВт/см^2 ; 2) горизонтальной дальности видимости, которая изменялась в интервале от 8 до 16 км; 3) плотности потока излучения неба, которая (в зависимости от целей и задач каждого конкретного измерения) должна была составлять от 6 до 10% плотности прямого солнечного потока, т. е. приблизительно от 6 до 10 мВт/см^2 . В некоторых случаях разрешалось проводить измерения при интенсивности рассеянного потока выше 12%. Практически всегда

существовали ограничения по времени дня (до и после полудня), так что даже в хороший день для измерений могли быть использованы только три или четыре часа.

В частности, когда длительное время стояла плохая погода, необходимо было выбирать другие (запасные) места для проведения измерений. К сожалению, многие из подходящих мест находились в труднодоступных районах, что приводило к сложностям, особенно при испытаниях крупных батарей или большого их числа.

К середине 60-х годов был достигнут значительный прогресс в имитации солнечного излучения в условиях лаборатории. Имитационные установки в большинстве случаев не были предназначены специально для измерения солнечных элементов, они применялись также для испытаний материалов, определения коэффициента поглощения, излучения теплового баланса отдельных узлов и целых систем спутников. В 1964 г. стало возможным осуществлять качественные измерения характеристик солнечных батарей. Более широко имитаторы солнца использовались к концу 60-х годов, когда были разработаны имитаторы X-25 и X25 L отделением Spectrolab Division фирмы Textron Electronics (в настоящее время отделение фирмы Hughes Aircraft company).

В имитаторах, созданных в 60-х годах (например, Spectrosun X-25), применялись мощные ксеноновые дуговые лампы высокого давления, которые в непрерывном режиме освещали с высокой степенью однородности площадь около $0,07 \text{ м}^2$ и позволяли получать качественное (при наличии соответствующих фильтров) воспроизведение спектрального распределения внеатмосферного солнечного излучения. Однако необходимость в установках, освещающих намного большие площади, продолжала существовать до тех пор, пока в конце 60-х годов не появился так называемый импульсный имитатор на ксеноновой дуговой лампе. Плотность энергии в импульсных лампах достигает настолько высоких значений, что дуга может поддерживаться только в течение миллисекунд. При более длительном времени лампа разрушается. Имитаторы на импульсных лампах способны освещать площадь диаметром 5 м при интенсивности, равной одной солнечной постоянной.

В середине 70-х годов в связи с развитием работ по наземному применению солнечных батарей возродился интерес к оценке воздействия атмосферных условий на солнечные элементы. Была создана сеть пунктов контроля за параметрами солнечного излучения, проводились тща-

тельные исследования влияния атмосферных условий на характеристики солнечных элементов¹.

4.18. ЭТАЛОННЫЕ СОЛНЕЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Эталонные солнечные элементы применяются для определения абсолютного значения солнечной постоянной в диапазоне спектральной чувствительности солнечных элементов и для точного измерения плотности потока излучения имитаторов Солнца.

Эталонные солнечные элементы, применяемые для испытаний космических батарей. Градуировка эталонных элементов регулярно проводится лабораторией Jet Propulsion Laboratory на большой высоте в полетах на воздушных шарах. Солнечные элементы монтируются на установке, осуществляющей слежение за Солнцем с погрешностью $\pm 2^\circ$. Специальные экраны предохраняют элементы от попадания на них отраженного излучения. Установку располагают в верхней части воздушного шара (рис. 4.15). Наполненные гелием шары обычно запускают с таким расчетом, чтобы они поднялись на заданную высоту примерно за два часа до солнечного полудня и оставались на этой высоте до двух часов после полудня. Результаты

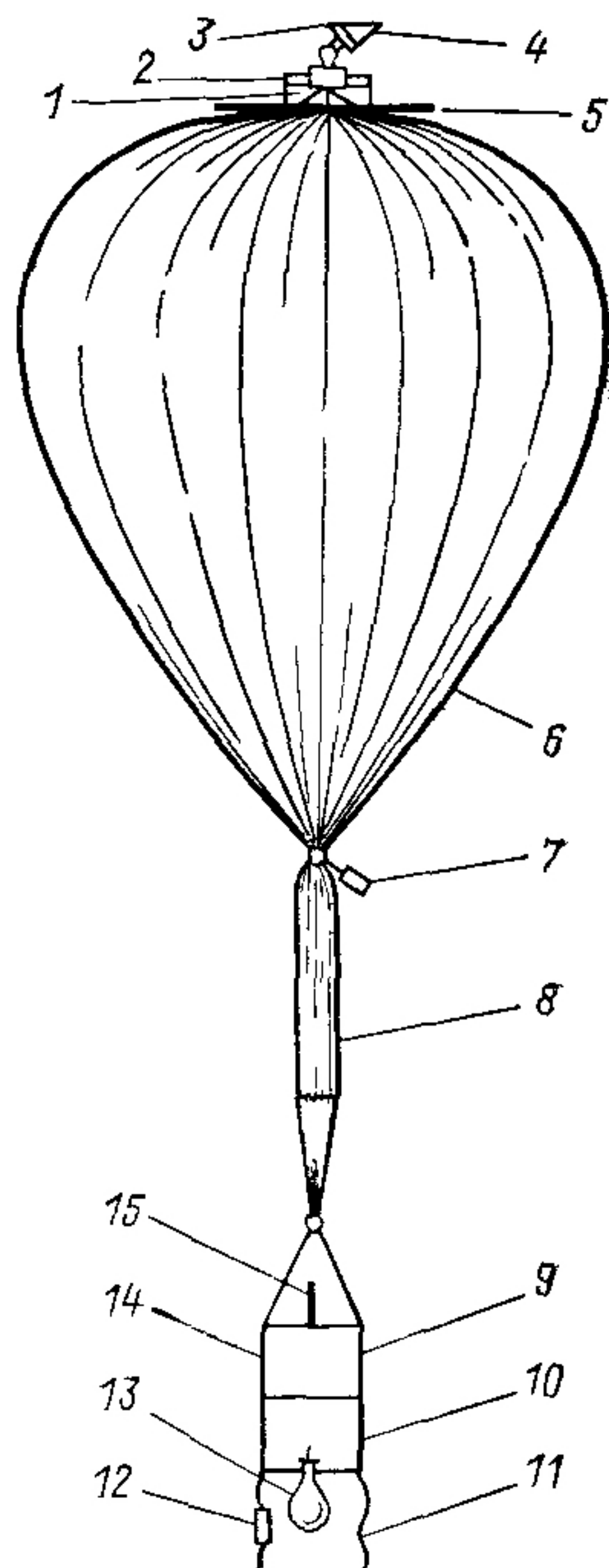


Рис. 4.15 Воздушный шар.

1 — клапан для выхода гелия; 2 — два блока электронной аппаратуры, 3 — солнечные элементы и система слежения за Солнцем; 4 — экран, предохраняющий солнечные элементы от попадания отраженного излучения; 5 — фанерный диск диаметром 1,83 м, 6 — шар диаметром 65,23 м для подъема на высоту 36 576 м; 7 — защитный разъединитель; 8 — парашют диаметром 8,53 м; 9 — регулятор времени механизма, открывающего клапан, шифратор высоты; передатчик высотного маяка; барограф; приемник системы управления; 10 — батарея питания; 11 — антенна маяка, 12 — антенна системы управления; 13 — три контейнера с балластом; 14 — панели с переключателями, передатчик системы телеметрии; регуляторы напряжения; 15 — антенна телеметрии

¹ Метрологические проблемы, возникающие при измерении к. п. д. солнечных элементов в наземных и космических условиях, освещены в работах [9*, 10*], конструкции отечественных эталонных солнечных элементов — в [11*], программы международной стандартизации измерений, в том числе в странах СЭВ, представлены в публикации [12*] — Прим ред пер

измерения электрических характеристик и температуры каждого эталонного элемента передаются на наземную станцию в период полета. После команды на спуск открывается клапан и газ выпускается из шара со скоростью, контролируемой приборами. Полезный груз, включающий солнечные элементы, установку слежения за Солнцем и другое многократно используемое оборудование, подбирается наземной посадочной командой.

Для оценки воспроизводимости результатов измерений на воздушных шарах некоторые эталонные солнечные элементы запускались несколько раз. В частности, один из элементов участвовал в полетах 16 раз; данные, полученные при всех его измерениях, совпали в пределах $\pm 1\%$. Таким образом, градуировка на воздушных шарах не толь-

Таблица 4.1. Воспроизводимость результатов градуировки эталонного солнечного элемента BFS—17А, проведенной в 29 полетах в течение 15 лет

Дата полета	Напряжение, мВ	Дата полета	Напряжение, мВ
5.09.1963 г.	60,07	29.07.1968 г.	60,20
3.08.1964 г.	60,43	26.08.1969 г.	60,37
8.08.1964 г.	60,17	8.09.1969 г.	60,17
28.07.1965 г.	59,90	28.07.1970 г.	60,42
9.08.1965 г.	59,90	5.08.1970 г.	60,32
13.08.1965 г.	59,93	5.04.1974 г.	60,37
29.07.1965 г.	60,67	23.04.1974 г.	60,37
4.08.1966 г.	60,25	8.05.1974 г.	60,36
12.08.1966 г.	60,15	12.10.1974 г.	60,80
26.08.1966 г.	60,02	24.10.1974 г.	60,56
14.07.1967 г.	60,06	6.06.1975 г.	60,20
25.07.1967 г.	60,02	27.06.1975 г.	60,21
4.08.1967 г.	59,83	10.06.1977 г.	60,35
10.08.1967 г.	60,02	11.08.1977 г.	60,46
19.07.1968 г.	60,31		

ко позволяет получать воспроизводимые и надежные результаты, но также по абсолютной точности превосходит все предыдущие методы градуировки (табл. 4.1, среднее значение всех измерений этого элемента за 15 лет равно 60,24 мВ, минимальное—59,83 мВ, максимальное—60,80 мВ). Максимальное отклонение от среднего значения равно 0,935%.

В таблице представлены средние значения всех измерений, выполненных в течение каждого полета. В период с 5.09.1963 г. по 5.08.1970 г. за время полета каждый элемент

измерялся 20—30 раз, с 5.04.1974 г. по 1.07.1975 — более 100 раз, с сентября 1975 г. — более 200 раз.

С 1970 г. высота полета воздушных шаров составляла 36 600 м; до этого они поднимались на высоту 24 000 м. Эксперименты на разных высотах позволили оценить влияние земной атмосферы на поглощение солнечной энергии. По отношению атмосферного давления на высоте 36 600 м к давлению на высоте, соответствующей уровню моря, найдено, что на высоте полета шара атмосферная масса составляет менее 0,5% и параметры солнечного излучения (в пределах спектральной чувствительности элементов, т. е. от 0,35 до 1,2 мкм) практически не отличаются от внеатмосферных.

На установке слежения за Солнцем монтировали также модули солнечных элементов. Модули приклеивали к плате с помощью теплопроводного кремнийорганического компаунда Dow Corning № 340, который снижал перепад температуры между платой и элементами, обеспечивая одинаковое ее значение у всех элементов. Электрические выводы модулей присоединялись к шаговому переключателю, имеющему 36 позиций.

В период измерений, когда система слежения ориентирует элементы по направлению на Солнце, напряжение с модулей, эталонных элементов и температурного датчика сопротивления поочередно снимается и подается на генератор. Затем оно преобразуется в частотно-модулированный сигнал и с помощью усовершенствованного радиопередатчика мощностью 5 Вт на частоте 217,5 МГц передается на наземную станцию. На Земле данные записываются в цифровой и графической форме на ленточном самописце. Позже эта информация переносится на перфокарты для обработки на ЭВМ.

Суммарная погрешность градуировки на воздушных шарах составляет $\pm 0,5\%$. Результаты измерения элементов на имитаторах солнечного излучения, принадлежащих различным организациям, в том числе и JPL, совпали в пределах $\pm 2\%$ (для кремниевых элементов). У других элементов, а также у кремниевых элементов, покрытых интерференционными светофильтрами, расхождение результатов составляет 13,7% (табл. 4.2). Такой большой разброс вызван не только погрешностью измерительных систем, но и тем, что измерения проводились под различными источниками света с применением разных эталонных элементов для настройки потока излучения. В лаборатории JPL использовался, например, имитатор Spectrosun X-25.

Таблица 4.2. Сравнение результатов, полученных при измерении модулей на имитаторах солнечного излучения различными организациями и в лаборатории Jet Propulsion Laboratory

Номер модуля ¹	Фирма-изготовитель ²	Организация	Тип имитатора	Результаты измерений		Разница, %
				в организации	в IPL ³	
GSF-701	HEK	Goddard	X-25	69,6	70,4	-1,14
GSF-702	HEK	Goddard	X-25	68,7	69,5	-1,15
GSF-703	HEK	Goddard	X-25	71,2	72,7	-2,06
GSF-704	HEK	Goddard	X-25	66,9	67,7	-1,18
GSF-705	SIE	Goddard	X-25	71,1	71,4	-0,42
GSF-706	AEG	Goddard	X-25	71,0	71,2	-0,28
LRC-003A	HEK	Langley	X-25	67,16	67,4	-0,36
LRC-003B	HEK	Langley	X-25	66,50	66,6	-0,15
LRC-004A	CRL	Langley	X-25	69,20	69,3	-0,14
LRC-004B	CRL	Langley	X-25	68,87	68,7	0,25
IPC-701	IPC	AFAPL	X-25	67,0	66,1	1,36
IPC-703	IPC	AFAPL	X-25	66,0	65,5	0,76
IPC-704	IPC	AFAPL	X-25	66,0	65,6	0,61
MSF-8003	CRL	Marshall	X-25	59,21	58,0	2,09
MSF-8004	CRL	Marshall	X-25	60,97	59,2	2,99
APL-I ⁴	HEK	APL	OCLI-31	88,0	80,5	9,32
APL-II ⁴	HEK	APL	OCLI-31	80,0	82,6	-3,15
APL-III ⁴	HEK	APL	OCLI-31	71,6	83,0	-13,73
APL-IV ⁴	HEK	APL	OCLI-31	72,9	72,8	0,14
APL-V ⁴	HEK	APL	OCLI-31	81,1	83,5	-2,87

¹ Модули изготовлены из солнечных элементов *n-p*-типа.

² Здесь приняты следующие сокращения в названиях фирм: HEK—Heliotek, SIE—Siemens Aktiengesellschaft, AEG—AEG-Telefunken, CRL—Centralab, IPC—Ion Physics corporation.

³ Измерения в лаборатории Jet Propulsion Laboratory выполнены на имитаторе X-25L при плотности потока излучения, эквивалентной одной солнечной постоянной, и при температуре 301 К (28 °C).

⁴ На солнечных элементах установлены различные светофильтры.

Результаты непосредственных измерений, полученные во время полетов воздушных шаров, корректировались с учетом расстояния от Земли до Солнца и реального значения температуры. Резисторы, которые как нагрузка были постоянно подключены к эталонным элементам, создавали режим работы, близкий к короткому замыканию. Сопротивления резисторов обычно составляли 1 Ом, но в зависимости от размера элемента или использованного светофильтра они могли быть больше или меньше. Поскольку для определения тока короткого замыкания фактически измеряют падение напряжения на нагрузочном резисторе, результаты измерений представляют в милли-

вольтах, а температурный коэффициент — в милливольтгах на кельвин.

Эталонные солнечные элементы, применяемые для испытаний наземных батарей. Стандартизация методов градуировки этих эталонов в настоящее время находится в процессе разработки.

Применение эталонных солнечных элементов. Эталонные элементы используются при измерениях характеристик солнечных элементов, как выпускаемых серийно, так и еще только разрабатываемых. Их можно применять для настройки искусственных источников света и при измерениях на естественном солнечном излучении.

В первом случае эталоны устанавливают перпендикулярно падающему свету и поток излучения регулируют до тех пор, пока ток элемента не станет равным градуировочному значению или, если это необходимо, в определенное число раз больше или меньше его, при этом на эталоне поддерживают постоянную температуру, равную 301К (28°C). После того как имитатор настроен, на место эталона устанавливают испытуемые солнечные элементы и измеряют их параметры.

Когда эталоны используют для определения плотности потока наземного солнечного излучения, их устанавливают так, чтобы поле зрения соответствовало полю зрения измеряемых солнечных элементов или батарей. На эталонных элементах поддерживают стандартную температуру или, если это трудно осуществить, температуру эталонов измеряют, а в полученное значение тока вносят поправку, используя известные температурные коэффициенты. Плотность потока излучения, поступающего на фотоэлектрические приборы, пропорциональна измеренному значению тока эталонного солнечного элемента.

4.19. ИСТОЧНИКИ СВЕТА, ПРИМЕНЯЮЩИЕСЯ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Удовлетворительные результаты при измерении солнечных элементов и батарей можно получить на имитаторах Солнца, в которых источником света служат дуговые ксеноновые лампы высокого давления. Высококачественные измерения можно проводить при естественном солнечном излучении и идеальных погодных условиях. Ртутные дуговые лампы и вольфрамовые лампы накаливания хотя и широко используются, но менее всего пригодны для измерения параметров солнечных элементов. У ртутных ламп практически нет длинноволнового излучения (между 0,6 и

1,0 мкм), у вольфрамовых низка интенсивность излучения на коротких длинах волн (меньше 0,5 мкм).

Вольфрамовые лампы накаливания, которые применяются для измерения солнечных элементов, могут быть вакуумные и газонаполненные. Используются стандартные промышленные лампы различных фирм с самыми разнообразными электрическими параметрами — от 1 В и 0,2 Вт до 125 В и 1000 Вт. Напряжение на лампах обычно соответствует цветовым температурам от 1800 до 3400 К, плотность потока излучения может достигать 100 кВт/м². Изменение толщины баллонов лампы практически не влияет на спектр излучения ламп в диапазоне спектральной чувствительности солнечных элементов.

Значительное потемнение колбы лампы слабо влияет на спектральное распределение энергии излучения, но является нежелательным. Лампы мощностью 100 Вт и выше для предотвращения быстрого выхода из строя необходимо принудительно охлаждать воздушным потоком. При выполнении важных градуировочных работ для электрического питания ламп используют постоянный ток. Обычные измерения проводят с помощью стабилизированных источников переменного напряжения. На переменном токе срок службы лампы возрастает; для ламп, представляющих собой стандарт яркости излучения, такой режим питания предпочтителен.

Цветовая температура вольфрамовых ламп накаливания должна контролироваться соответствующими приборами, которые градуируют по светоизмерительным лампам. Обычно цветовая температура ламп, наиболее широко применяющихся для измерений и градуировочных работ, составляет 2800 К. Световой поток можно измерять люксметром, имеющим такую же спектральную чувствительность, как и глаз человека (стандартная кривая Международной комиссии по освещению, 1924 г.)¹, однако из-за различия спектральных чувствительностей кремниевого и селенового элементов при измерении плотности потока источников света с разными спектрами возникают довольно большие погрешности. Это хорошо видно из табл. 4.3. Люксметр чувствителен в той области спектра (рис. 4.16), где вольфрамовая лампа имеет незначительную энергию излучения, в то время как максимум чувствительности кремниевого элемента расположен в области,

¹ Чувствительным элементом таких люксметров является, как правило, селеновый фотоэлемент с корректирующим светофильтром или покрытием. — Прим ред. пер

где энергия излучения максимальна. С изменением цветовой температуры изменяется соотношение между голубой и красной частями излучения и кремниевый элемент получает по сравнению с люксметром иную энергию.

Результаты, приведенные в табл. 4.3 и на рис. 4.16, показывают, как могут отличаться реакции различных элементов на изменение спектрального распределения энергии излучения источников света. Например, два солнечных элемента под лампой накаливания с цветовой температу-

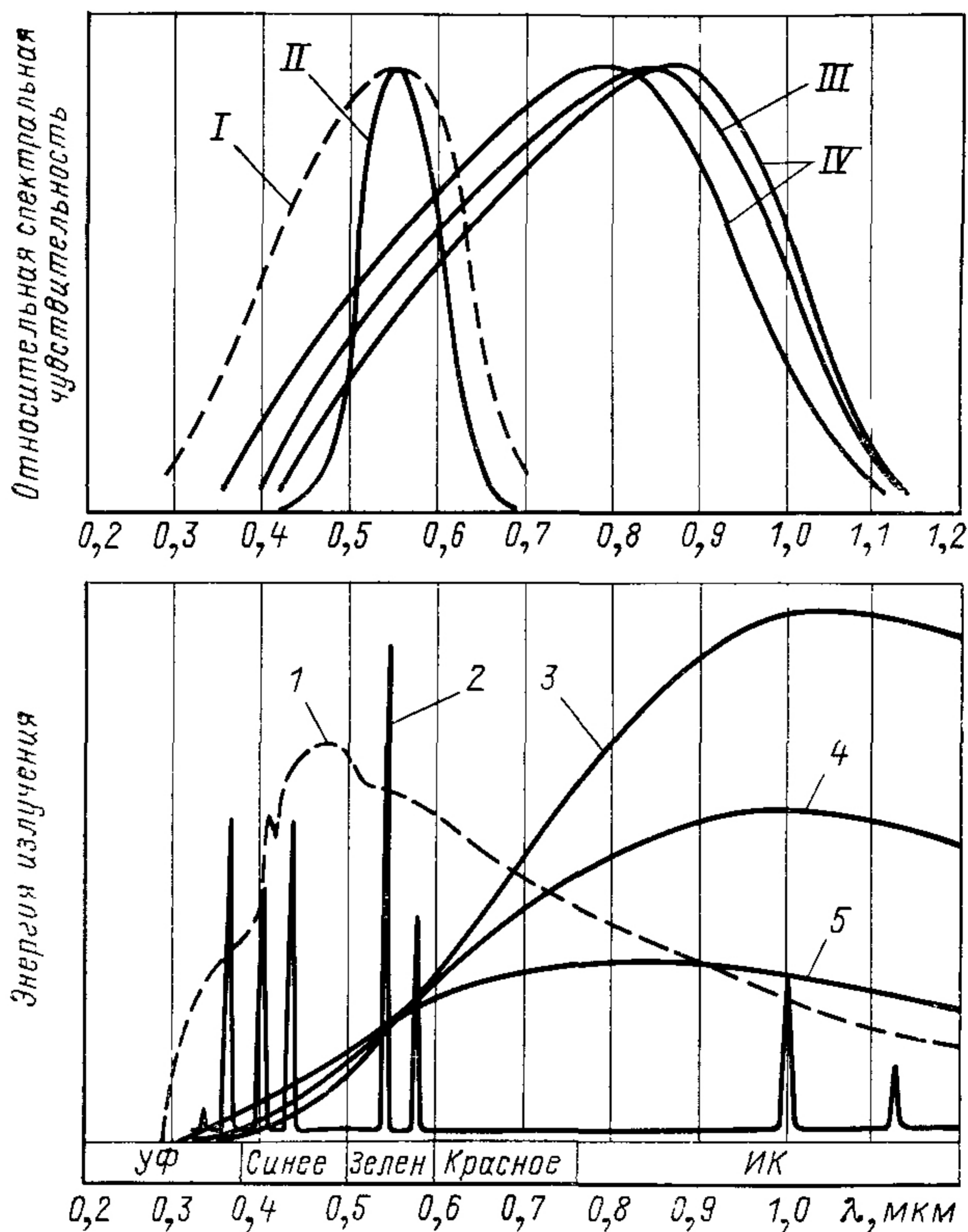


Рис 4.16 Спектральная чувствительность некоторых приемников излучения (сверху) и спектральное распределение энергии излучения некоторых источников (снизу).

I — средняя чувствительность селенового фотоэлемента, II — стандартная кривая чувствительности глаза (относительная спектральная световая эффективность) и чувствительность скорректированного люксметра, III — средняя чувствительность кремниевого солнечного элемента, IV — характерный разброс чувствительности кремниевых элементов 1 — солнечное излучение (соответствует излучению черного тела при температуре 6000 К), 2 — ртутная дуга, 3 — вольфрамовая лампа при цветовой температуре 2500 К; 4 — вольфрамовая лампа при 2800 К, 5 — вольфрамовая лампа при 3400 К

**Таблица 4.3. Зависимость тока короткого замыкания
солнечного элемента от цветовой температуры источника
излучения при постоянной освещенности**

Цветовая температура, К	Относительное изменение тока, %	Цветовая температура, К	Относительное изменение тока, %
1800	1182	2800	286
2000	750	3000	241
2200	545	3200	205
2400	432	3400	182
2600	345	6000	100

Примечание Освещенность, измеренная люксметром с скорректированной спектральной чувствительностью, соответствовала 10 764 лк. В качестве источника излучения с цветовой температурой от 1800 до 3400 К использовалась лампа накаливания, измерения при цветовой температуре 6000 К приводились на естественном солнечном излучении в безоблачный день. Для исследования был взят обычный кремниевый солнечный элемент с глубоким *p-n*-переходом, полученным при термической диффузии.

рой 2000 К при освещенности 10 000 лк вырабатывают ток короткого замыкания по 20 мА, но под лампой накаливания с цветовой температурой 2800 К при той же освещенности 10 000 лк генерируемые ими токи могут составлять от 5 до 7 мА. В случае естественного солнечного излучения в безоблачный день около полудня на высоте, равной уровню моря, плотности потока 100 мВт/см² соответствует освещенность приблизительно 100 000 лк.

4.20. ИМИТАТОРЫ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

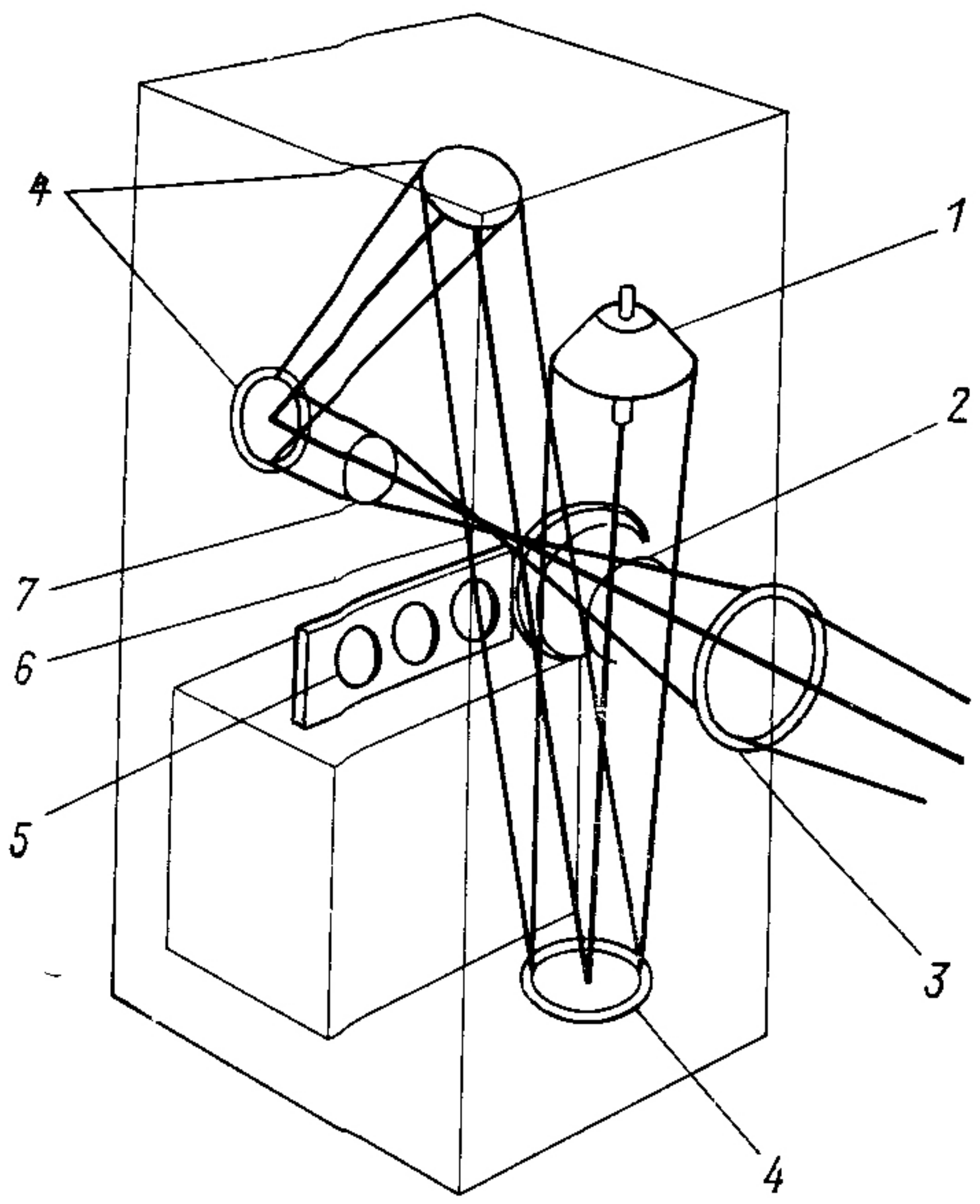
В настоящее время используют имитаторы непрерывного действия и импульсного. Имитаторы непрерывного действия применяют для измерения относительно небольших панелей, импульсные позволяют проводить качественные измерения параметров крупных панелей и даже батарей в целом.

Солнечный имитатор Spectrosun модели X-25. Оптическая схема имитатора X-25 показана на рис. 4.17. Излучение шаровой ксеноновой лампы мощностью 2500 Вт после прохождения оптической системы коллимированным пучком направляется на рабочую плоскость. Лампу устанавливают таким образом, чтобы горящая в лампе дуга попадала в фокус зеркального отражателя. Профиль зеркальной поверхности отражателя представляет собой кривую второго порядка, подобранную так, чтобы излучение дуги лампы с минимальными потерями направить к плоскости изображения проекционной или коллимирующей системы, обеспечивая при этом однородность выходного пуч-

ка. Полевая и проекционная линзы проектируют увеличенное изображение отражателя либо на рабочую плоскость, в которой можно проводить испытания плоских образцов, либо на вход коллимирующего элемента, преобразующего излучение в параллельный пучок. С помощью различных дополнительных полевых и проекционных линз можно изменять расстояние от имитатора до рабочей плоскости и диаметр коллимированного пучка.

Рис 4 17 Оптическая схема имитатора Spectrosun модели X-25:

1 — источник света и отражатель; 2 — вспомогательная плита, 3 — дополнительная коллимирующая линза, 4 — зеркала, 5 — фильтры для регулирования плотности потока (по выбору), 6 — проекционная линза, 7 — полевая линза



Спектральное распределение энергии излучения имитатора Spectrosun X-25 в зависимости от варианта исполнения может с разным приближением воспроизводить спектр солнечного излучения (рис. 4.18). Ниже представлены характеристики имитатора.

1) Плотность потока излучения составляет от 1,0 до 1,6 кВт/м² при коррегированном потоке с диаметром пучка 30 см. При меньших диаметрах можно получить более высокие плотности потока.

2) Однородность потока (определенная датчиком с размером чувствительной поверхности 2,5×2,5 см) составляет ±10%. При использовании дополнительного блока, создающего равномерное распределение интенсивности излучения, однородность может достигать ±5 или ±2%.

3) Стандартный угол коллимации (или проекционный угол), т. е. угол раствора конуса основного пучка состав-

ляет $\pm 14^\circ$; угол можно уменьшить до $\pm 7^\circ$. Углы, получаемые с помощью коллимирующей системы, составляют $\pm 1,2^\circ$ при диаметре пучка 30 см и $\pm 2,4^\circ$ при диаметре, равном 15 см.

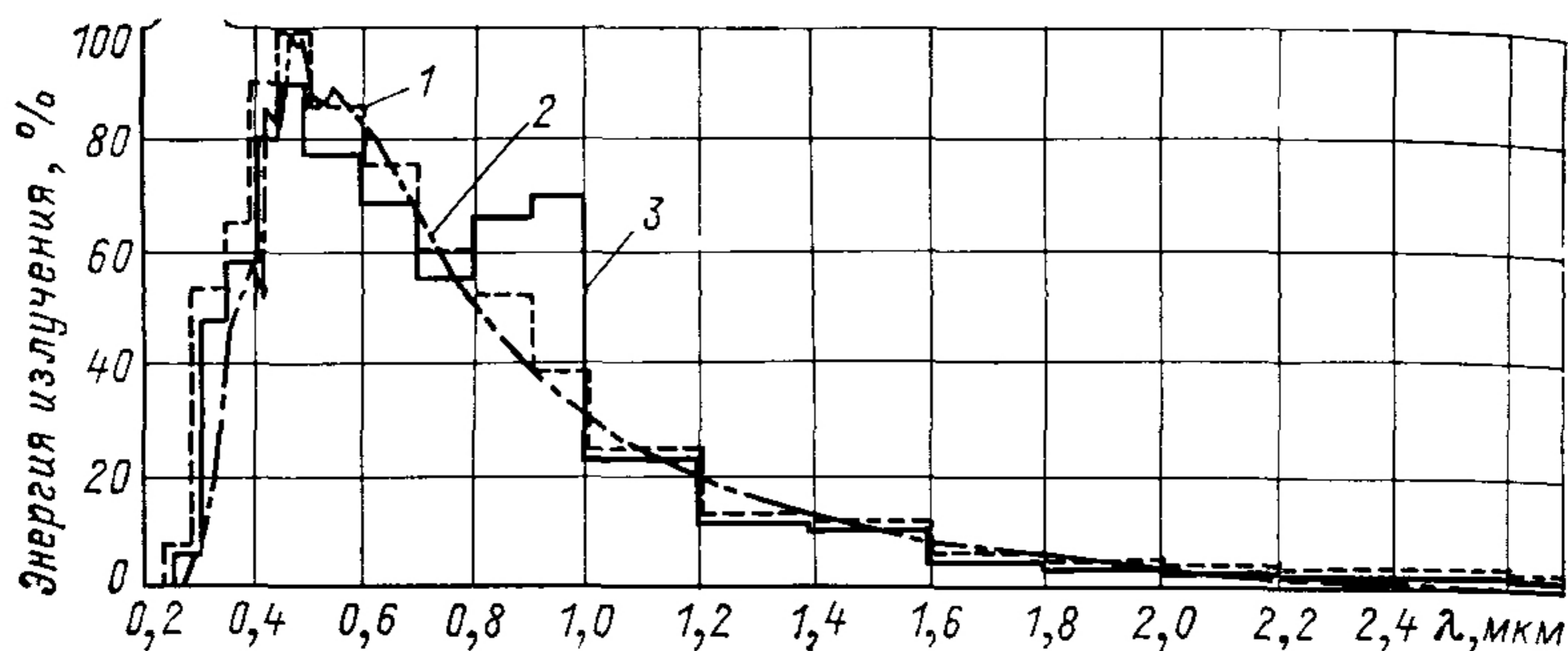


Рис. 4 18 Спектральное распределение энергии излучения имитатора Солнца Spectrosun модели X-25

1 — система с высококачественной спектральной коррекцией; 2 — излучение Солнца; 3 — система с неполной спектральной коррекцией

4) Спектр в области от 0,25 до 2,7 мкм — спектр ксеноновой лампы высокого давления, скорректированный фильтрами и оптическими элементами¹.

5) Нормальный срок службы лампы 1500 ч. Если горение лампы после каждого включения составляет 20 мин, срок службы равен 800—1000 ч.

Солнечный имитатор LAPSS-III фирмы TRW. В импульсном солнечном имитаторе с большой площадью освещения, созданном отделением Defense and Space System Group фирмы TRW, который изготавливает сейчас и фирма Spectrolab, используется импульсная трубчатая ксеноновая лампа. Во время вспышки образуется световой импульс длительностью 1,7 мс с протяженным максимумом, при котором плотность потока излучения на расстоянии 9 м приблизительно соответствует одной солнечной постоянной. В течение интервала времени длительностью 1 мс в середине импульса измеряются ток короткого замыкания солнечного элемента и электрические параметры испытуемых изделий. Результаты автоматически пересчитываются к стандартным условиям, т. е. к плотности потока, соответствующей одной солнечной постоянной, и температуре

¹ Многослойные фильтры отражают интенсивные пики излучения ксеноновой лампы в области 0,8—1,0 мкм, приближая спектр проходящего через фильтры излучения к спектру внеатмосферного Солнца. — Прим. ред. пер.

28 °С. Измеренные и скоррелированные данные могут быть выведены на печатающее устройство или двухкоординатный самописец. При напряжении на лампе 2,5 кВ на расстоянии 9 м равномерность освещения на площади $2,1 \times 2,1 \text{ м}^2$

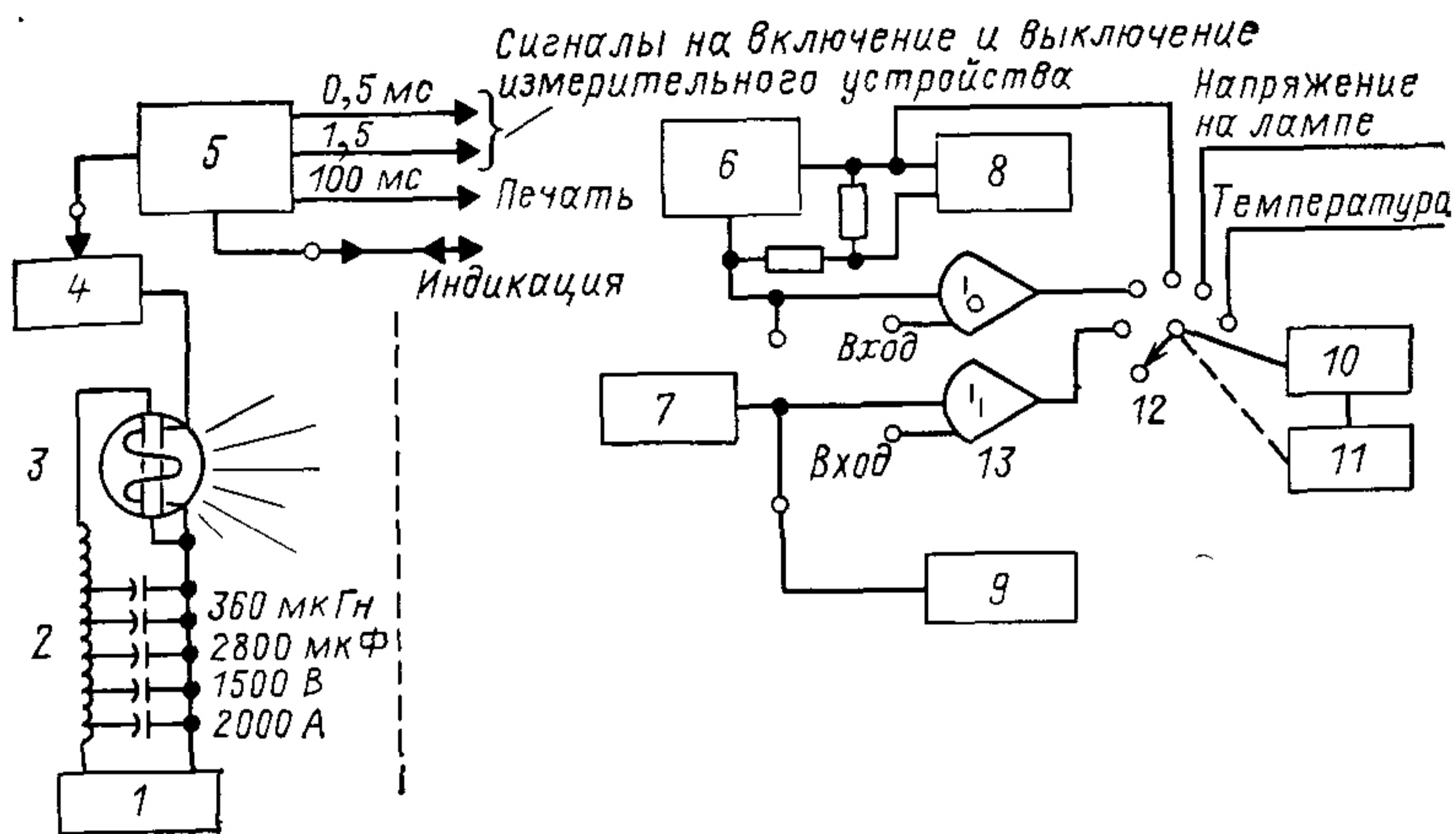


Рис 4 19 Блок-схема питания лампы-вспышки и измерительного устройства:

1 — блок питания лампы-вспышки; 2 — линия задержки; 3 — лампа-вспышка FX-47A-6,5, 4 — пусковое устройство; 5 — генератор сигналов синхронизации; 6 — солнечная батарея; 7 — эталонный солнечный элемент, 8 — блок питания измерительного устройства, 9 — индикация (с памятью); 10 — цифровой вольтметр; 11 — печатающее устройство, 12 — шаговый переключатель; 13 — интеграторы

составляет $\pm 2\%$. Распределение светового потока определяется солнечным элементом площадью 4 см^2 ; при измерениях необходимо исключить излучение, отраженное от окружающих предметов. Колебания плотности потока излучения не превышают 3% , однако система управления автоматически корректирует их до уровня $0,5\%$. В течение импульса в интервале 1 мс постоянство плотности потока излучения поддерживается с помощью линии задержки, состоящей из пяти звеньев высоковольтных конденсаторов и индуктивностей. Время импульса, с одной стороны, достаточно длительное, чтобы инерционность, определяемая постоянной времени RC , не вызывала искажения электрических характеристик, а с другой стороны, достаточно короткое для того, чтобы изделие не успело нагреться.

Аппаратура питания лампы содержит накопитель, который включается в период (1 мс), когда поток излучения должен поддерживаться постоянным (рис. 4.19). За время одной вспышки измеряется одна точка вольт-амперной характеристики. После того как нагрузка автоматиче-

ски изменится до значения, соответствующего следующей точке характеристики, лампа вновь зажжется.

Имитатор использовался для измерения солнечных батарей спутников Intelsat, космических аппаратов Pioneer и др. Точность и воспроизводимость результатов измерений в производственных условиях составляют $\pm 1\%$, в лабораторных $\pm 0,2\%$. Спектр излучения ксеноновых ламп зависит от плотности тока в объеме разряда (рис. 4.20).

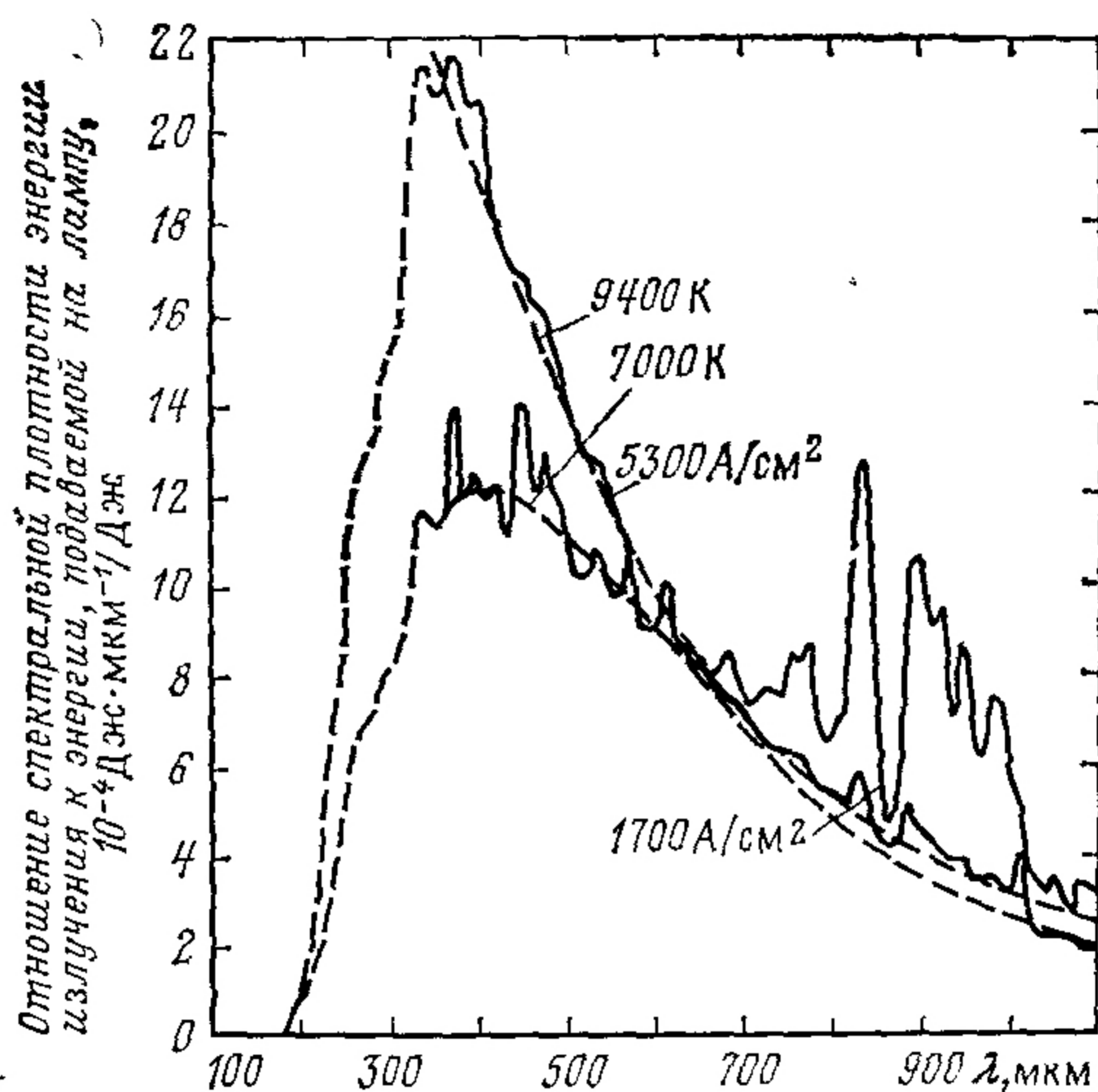


Рис. 4.20. Спектральное излучение лампы-вспышки FX-47A при двух плотностях тока по сравнению с относительным спектральным излучением черного тела при 7000 и 9400 К

С увеличением плотности тока сильные эмиссионные линии в красной области спектра (от 800 до 1000 нм) поглощаются плазмой. Эффект самопоглощения позволяет в случае импульсных ксеноновых ламп не применять специальные фильтры, которые необходимы для устранения этих линий у ксеноновых ламп непрерывного действия.

Расстояние от источника излучения до измеряемой панели определяется размером самой панели и необходимой равномерностью ее освещения. Для освещаемого сферического сегмента радиусом S

$$\Delta M/M \approx S^2/D^2,$$

где D — расстояние от источника до панели; S — радиус освещаемой площадки; M — плотность потока излучения на панели. При равномерности освещения $\pm 1\%$ ($\Delta M/M = 0,02$) отношение $D/S = 7,07$.

Удельное электрическое сопротивление плазмы в трубчатой ксеноновой лампе-вспышке зависит от плотности тока, поэтому сопротивление лампы и ток, проходящий через нее, связаны с плотностью тока и геометрическими размерами лампы. Для контроля цветовой температуры излучения необходимо контролировать плотность тока. В этом случае мощность и напряжение на лампе зависят только от длины и диаметра внутреннего канала лампы. При высоких плотностях тока к. п. д. ламп достигает 65—75%.

В табл. 4.4 представлены электрические параметры трех промышленных импульсных ксеноновых ламп-вспышек. Данные соответствуют плотности тока 1600 А/см², которая выбрана для имитатора LAPSS-III.

Таблица 4.4. Электрические параметры импульсных ксеноновых ламп при плотности тока 1600 А/см²

Тип лампы	Длина дуги, см	Сечение канала, см ²	Сопротивление, Ом	Максимальная мощность, МВт	Максимальная энергия вспышки, Дж
X-47C-3	7,6	1,32	0,16	0,72	2250
X-47C-6,5	16,5	1,32	0,35	1,48	4000
X-47C-12	30,4	1,32	0,65	2,9	9200

Плотность потока излучения на расстоянии D от лампы

$$M = \mu P_e / (4\pi D^2),$$

где μ — к. п. д. лампы; P_e — ее электрическая мощность. При $M = 1400$ Вт/м², соответствующей солнечному излучению, и к. п. д. лампы, равном 65%, электрическая мощность лампы, Вт,

$$P_e = 2,7 \cdot 10^4 \cdot D^2.$$

Полагая, что вся энергия излучения поглощается в слое кремния толщиной 0,25 мм, рост температуры составляет

$$\theta = MT / (C_p dt) = 7 \cdot 10^{-3} \text{ } ^\circ\text{C},$$

где T — длительность вспышки (2 мс); M — плотность потока излучения (1400 Вт/м²); C_p — удельная теплоемкость кремния [735 Дж/кг·°C]; d — плотность кремния ($2,33 \cdot 10^3$ кг/м³); t — толщина элемента (0,25 мм).

4.21. ИЗМЕРЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Параметры солнечных элементов измеряют для определения их способности вырабатывать требуемое количество электроэнергии при определенной плотности потока излучения и фиксированной рабочей температуре. Измеритель-

ная установка состоит в основном из источника света, нагрузки, подключенной к выходным концам солнечных элементов, и приборов для измерения электрического тока и напряжения.

На рис. 4.21 показаны эквивалентная схема солнечного элемента и схема для измерений электрических характеристик. Если сопротивление нагрузки R_H невелико, то напряжение на элементе тоже небольшое и ток через R_H можно считать равным току короткого замыкания — $I_{к.з.}$ С увеличением R_H ток через нагрузочный резистор уменьшается, а напряжение на элементе растет до тех пор, пока не наступит момент, когда $R_H = \infty$, а ток будет равен нулю. Этот

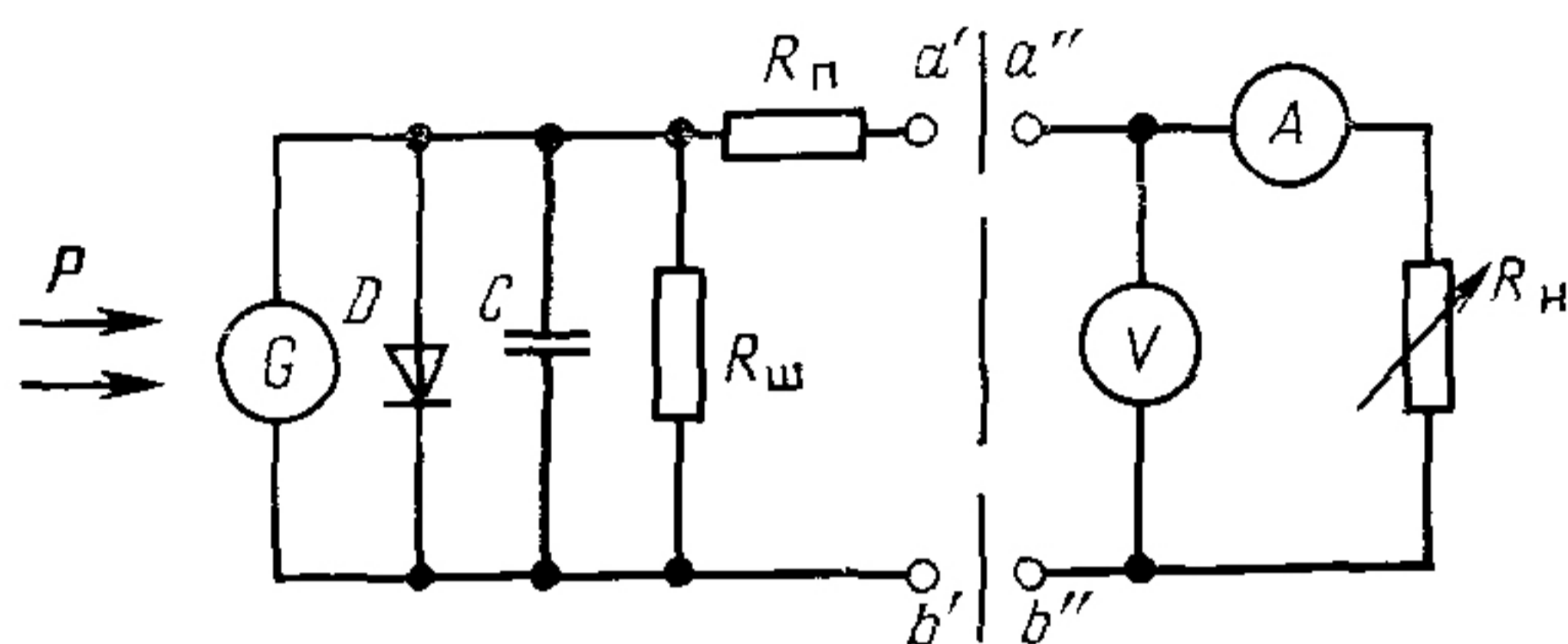


Рис. 4.21. Эквивалентная электрическая схема солнечного элемента (слева) и измерительная схема (справа):

P — поток излучения; G — генератор постоянного тока; D — диод, работающий в режиме прямого смещения, характеризует диодные свойства $p-n$ -перехода; C — емкость перехода; R_H — последовательное сопротивление; $R_{ш}$ — шунтирующее сопротивление; A — миллиамперметр с низким входным сопротивлением; V — вольтметр с высоким входным сопротивлением; R_H — переменное сопротивление нагрузки

режим называется режимом холостого хода, а напряжение — соответственно напряжением холостого хода $U_{х.х.}$ Зная ток и напряжение, можно построить вольт-амперную характеристику. Эту характеристику можно вычертить непосредственно во время измерений с помощью двухкоординатного самописца. Однако для текущих измерений применяется обычный способ.

Форма и размер вольт-амперной характеристики зависят от параметра, характеризующего качество перехода, значений шунтирующего и последовательного сопротивлений (соответственно D , $R_{ш}$, R_H на рис. 4.21) и от суммарной энергии излучения, преобразованной в электрическую энергию независимо от спектрального распределения интенсивности излучения. Например, если под действием некоторого излучения с длиной волны от 0,4 до 0,7 мкм в элементе возникает определенный ток короткого замыкания $I_{к.з.}$, то ему будет соответствовать вполне определенная вольт-амперная характеристика. Если при той же тем-

пературе другое излучение в спектральном диапазоне от 0,8 до 1,0 мкм вызывает такое же значение $I_{к.з}$, как и в предыдущем случае, то ему будет соответствовать та же вольт-амперная кривая¹. Небольшая пульсация потока излучения может, однако, оказывать влияние на точность записи показаний регистрирующей аппаратурой. Например, на ксеноновых лампах, работающих от переменного тока или от несглаженного постоянного, часто получают менее прямоугольную характеристику, чем на лампах с питанием от постоянного тока.

Поскольку при высоких интенсивностях излучения солнечные элементы имеют малое внутреннее сопротивление, то во избежание погрешностей приборы для измерения тока должны также обладать небольшим внутренним сопротивлением. Например, для измерения тока короткого замыкания внутреннее сопротивление прибора должно быть 0,1 Ом и ниже. При малых уровнях светового потока внутреннее сопротивление солнечного элемента становится высоким, и это вызывает трудности при измерении напряжения. Например, чтобы правильно измерить напряжение холостого хода при плотности потока излучения, равной 0,01 солнечной постоянной, входное сопротивление вольтметра должно быть не менее 10 МОм.

4.22. ИЗМЕРЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БАТАРЕЙ

Характеристики батарей снимают так же, как и характеристики элементов. Отличие заключается лишь в том, что источник света при измерении характеристик батарей должен равномерно освещать площадь больших размеров, а измерительная схема должна выдерживать более высокие уровни мощности.

Измерение электрических характеристик крупных батарей длительное время проводилось на естественном солнечном излучении (см. § 4.12). Сейчас существуют имитаторы Солнца, которые позволяют измерять параметры довольно больших батарей (см. § 4.13). Важное значение должно уделяться электрическому сопротивлению проводов между панелью и измерительными приборами (см. § 4.19). Особый способ измерений электрических характеристик батарей описан в § 4.27.

¹ Приведенный пример не означает, что суммарная энергия излучения одинакова в обоих случаях; более того, как было показано в § 4.19, именно от спектрального состава излучения при одинаковой суммарной мощности зависит реакция элементов на воздействие излучения. — Прим. ред. пер.

4.23. СТАНДАРТНЫЕ УСЛОВИЯ ИСПЫТАНИЙ

Испытания солнечных элементов, модулей, панелей и батарей проводятся при так называемых стандартных условиях, которые приведены в табл. 4.5.

Таблица 4.5. Стандартные условия испытаний солнечных элементов

Плотность потока,		Спектр излучения ¹	Температура элемента, °С	Назначение элемента
мВт/см ²	Вт/м ²			
135,3	1353	AM0	28 или 25	Космический
100,0	1000	AM1	25	Наземный
80,0	800	AM2	25	Наземный

¹ См. § 5.6.

4.24. ВЛИЯНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРОВОДОВ И СОЕДИНИТЕЛЬНОГО КОНТАКТА НА РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

При измерении характеристик солнечных элементов и батарей необходимо учитывать два важных момента — сопротивление проводов, ведущих от элемента к нагрузочному резистору, и сопротивление, возникающее из-за плохого электрического контакта между элементом и металлическим токосъемным устройством. Добавка к последовательному сопротивлению элемента приводит к существенной погрешности в измерении, форма вольт-амперной характеристики при этом искажается. На рис. 4.21 показана

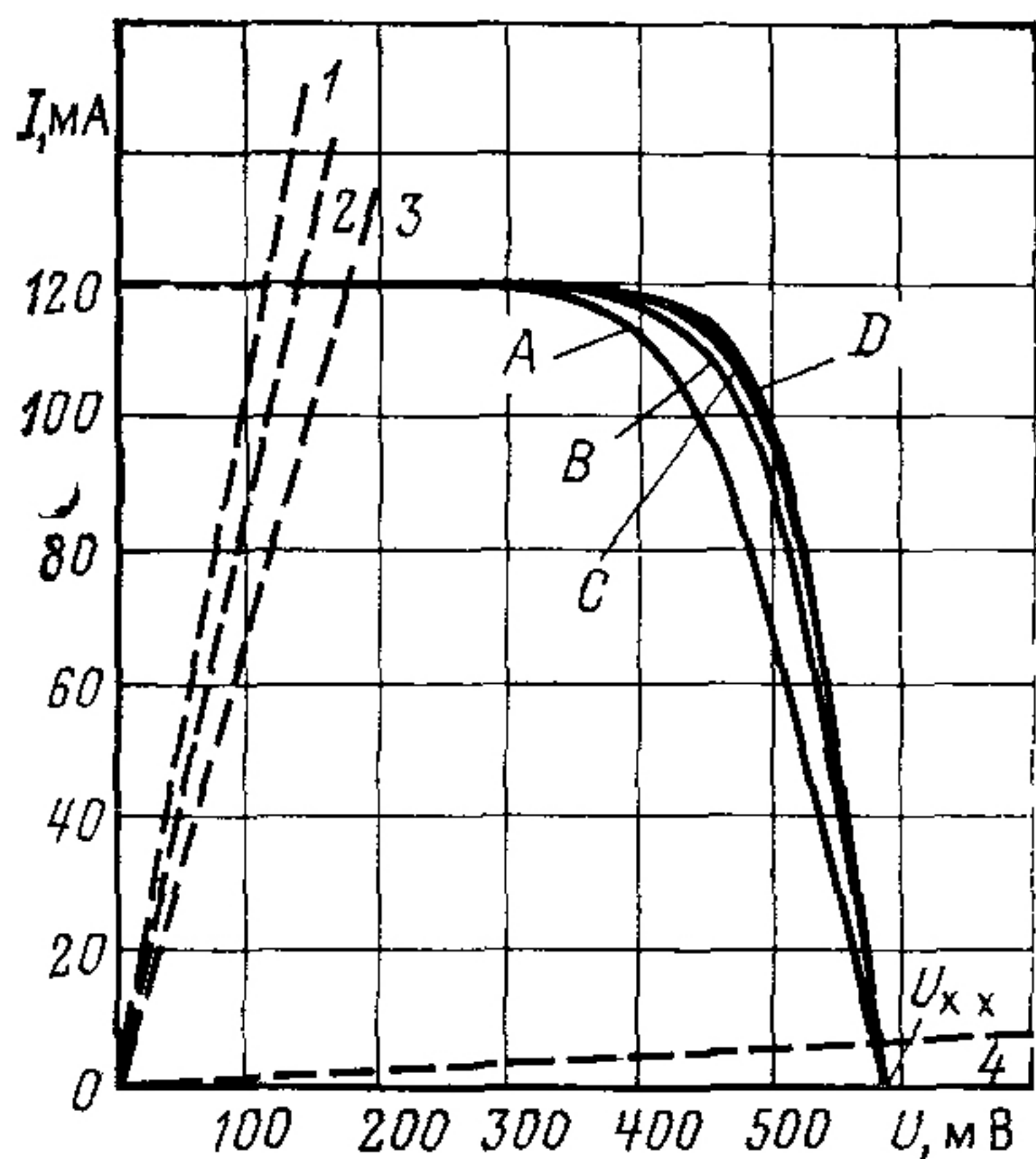


Рис. 4.22 Влияние сопротивления проводов и сопротивления контакта между токосъемным устройством и элементом на вольт-амперную характеристику при двухзондовой схеме для типичного солнечного элемента *n-p*-типа размером 2×2 см, измеренного при плотности излучения 135 мВт/см^2 и температуре 28°C для различных сопротивлений R проводов и контакта:

1 — изменение напряжения и тока при сопротивлении нагрузки $R_{\text{H}} = 1 \text{ Ом}$ (для кривых с $R = 0,005$ и 0 Ом); 2 — при $R_{\text{H}} = 1,20 \text{ м}$ (для кривой с $R = 0,2 \text{ Ом}$), 3 — при $R_{\text{H}} = 1,5$ (для кривой с $R = 0,5 \text{ Ом}$); 4 — при $R_{\text{H}} = 100 \text{ Ом}$

схема, в которой измерительная цепь подсоединяется к элементу только двумя проводами (между точками a' и a'' и точками b' и b''). В этих проводах и на контакте между элементом и токосъемной головкой создается падение напряжения. На рис. 4.22 приведена вольт-амперная характеристика для четырех различных вариантов измерений. Кривая A ($R=0,5$ Ом), получена для случая, когда солнечный элемент подсоединялся к нагрузке парой медных проводов длиной по 3 м (0,2 Ом), а на омическом контакте элемен-

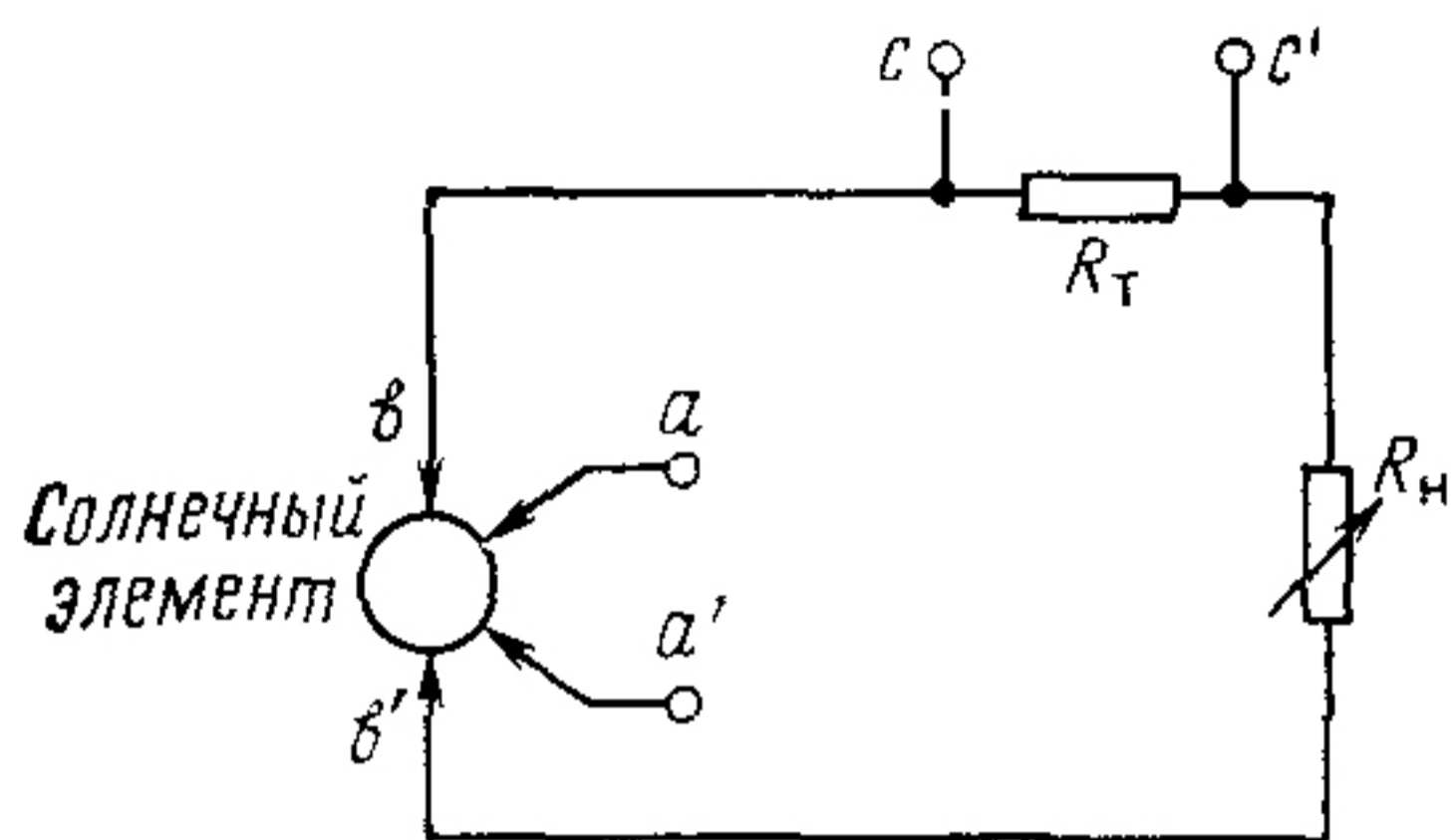


Рис. 4.23.

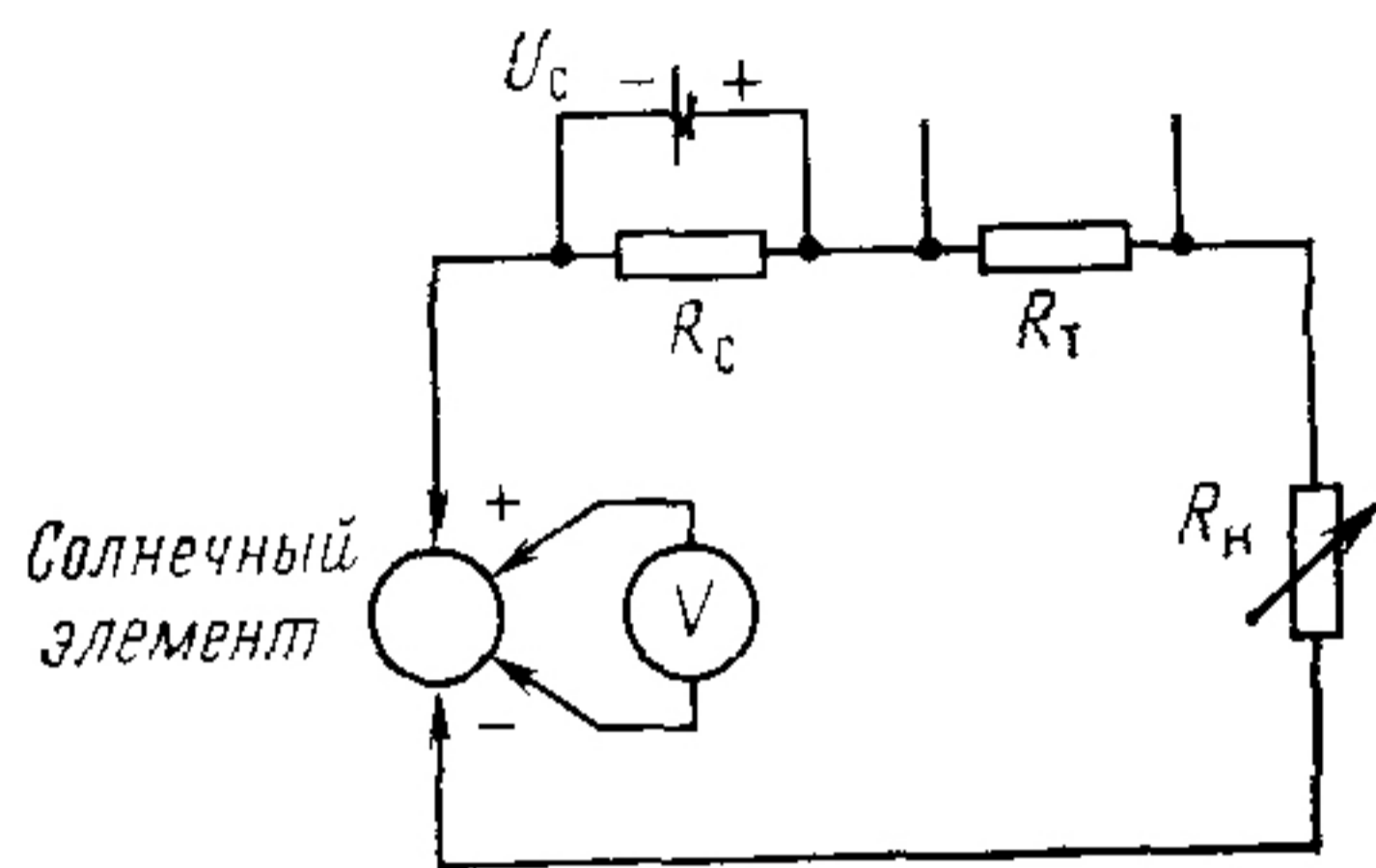


Рис. 4.24.

Рис. 4.23. Четырехзондовая схема измерения вольт-амперной характеристики:

R_T — резистор на 0,1 Ом (0,1%), с помощью которого определяется ток; R_n — переменный резистор на 100 Ом, использующийся в качестве нагрузки, a, a' — выводы для измерения напряжения на солнечном элементе; b, b' — выводы от элемента для измерения тока, c, c' — выводы от резистора R_T на вольтметр для определения тока

Рис. 4.24. Схема с обратным смещением для точного измерения тока короткого замыкания в случае, если сопротивление подводящих проводов велико

R_c — резистор с небольшим сопротивлением для создания обратного смещения; U_c — источник обратного смещения; R_T — резистор на 0,1 Ом для измерения тока, R_n — переменный резистор в качестве нагрузки

та и металле токосъемной головки наблюдалась легкая коррозия (0,3 Ом). Если контакты и токосъемное устройство лишены коррозии, получается кривая B ($R=0,2$ Ом), а если еще изменить сечение проводов и сократить их длину до 1 м получим кривую C ($R=0,005$ Ом). Для сравнения здесь приведена истинная вольт-амперная характеристика (кривая D , $R=0$ Ом).

Проблема получения точных значений параметров элементов решается с помощью так называемого 4-зондового метода измерений. На рис. 4.23 показана схема, которая применяется для оценки влияния контактного сопротивления.

которые идут от четырех различных токосъемных устройств и соединяют солнечный элемент или батарею с измерительными приборами.

Вольт-амперная характеристика, полученная с помощью двух пар выводов, совпадает с кривой D (см. рис. 4.16). В этом случае вид характеристики уже не зависит от сопротивления электрической цепи, но большое сопротивление контактов или проводов не позволяет измерять ток, близкий к току короткого замыкания. Описанный метод используют для солнечных элементов и для батарей.

Простое решение, позволяющее расширить возможности этого метода для измерения в области, близкой к току короткого замыкания, а также в области отрицательных напряжений, состоит в применении так называемого метода обратного смещения (рис. 4.24).

4.25. ВОЛЬТ-АМПЕРНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОЛНЕЧНОГО ЭЛЕМЕНТА

Перечислим вольт-амперные характеристики, которые можно получить с помощью трех методов измерений.

1. **Световая вольт-амперная характеристика.** Солнечный элемент освещают и, изменяя сопротивление нагрузки от 0 до ∞ , снимают характеристику, как это описано в § 4.16.

2. **Диодная (темновая) характеристика.** Солнечный элемент находится в темноте; с помощью внешнего источника на нем создают обратное электрическое смещение. Напряжение изменяют от 0 до примерно 0,6 В, записывая соответствующие ему значения тока.

3. **Характеристики p - n -перехода.** Солнечный элемент освещен. Плотность потока излучения (при неизменном спектре) ступенчато изменяют от 0 до приблизительно двух солнечных постоянных, измеряя соответствующие значения $I_{к.з}$ и $U_{х.х}$.

Уравнения вольт-амперных характеристик для каждого метода. Световые характеристики измеряют методом 1. Темновые кривые элементов получают методом 2. Метод 3 представляет только научный интерес.

Полагая, что шунтирующее сопротивление элемента незначительно, вольт-амперные характеристики запишем в следующем виде:

по методу 1

$$I = I_{\phi} - I_0 \left\{ \exp \left[\frac{q}{AkT} (U + IR_{ш}) \right] - 1 \right\};$$

по методу 2

$$I = I_0 \left\{ \exp \left[\frac{q}{AkT} (U + IR_{\Pi}) \right] - 1 \right\};$$

по методу 3

$$I_{к.з} = I_0 \left[\exp \left(\frac{q}{AkT} U_{х.х} \right) - 1 \right].$$

Обозначения были введены выше.

4.26. ИЗМЕРЕНИЕ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Последовательное сопротивление элементов и батарей можно измерить с достаточной точностью следующим способом [6].

1. Определяют два (или более) значения плотности потока излучения, при которых необходимо оценить последовательное сопротивление.

2. Определяют перепад температуры между термостатирующим приспособлением и солнечным элементом при каждой интенсивности излучения. Если это возможно, элементы соединяют с термостатирующим столиком (пайкой или склеиванием).

3. Снимают вольт-амперную характеристику при соответствующих плотностях потока излучения и строят кривые, желательно на полупрозрачной бумаге. Графики аккуратно накладывают друг на друга. Смещая их вдоль осей, определяют $\Delta I_{к.з}$ и $\Delta U_{х.х}$.

4. В значения $\Delta I_{к.з}$ и $\Delta U_{х.х}$ вносят поправки на температуру и вычисляют R_{Π} :

$$R_{\Pi} = \Delta U_{х.х} / \Delta I_{к.з}.$$

Чтобы избежать больших погрешностей при определении последовательного сопротивления, необходим строгий контроль качества измерительной аппаратуры. Источники погрешностей могут иметь механический, электрический или тепловой характер. Механические помехи, трение, неудачно выбранный уровень усиления, чрезмерный гистерезис, небольшая раскалибровка, сдвиг нуля в двухкоординатном самописце могут привести к неточности измерения вольт-амперной характеристики. При нестабильности освещения на кривой появляются волны. Большое тепловое сопротивление между солнечным элементом и термостатирующим приспособлением вызывает неодинаковый перепад температур при измерении характеристики на разных уровнях освещения.

4.27. ТЕМНОВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ

Для каждой солнечной батареи желательно измерить темновую характеристику, так как не всегда есть в распоряжении солнечные имитаторы, позволяющие равномерно освещать очень большие площади и объемы, и, кроме того, крупные составные батареи, уже смонтированные на космическом корабле, не всегда можно раскрыть для измерений. Оценить в таких условиях работоспособность батарей можно пока только по их темновым характеристикам.

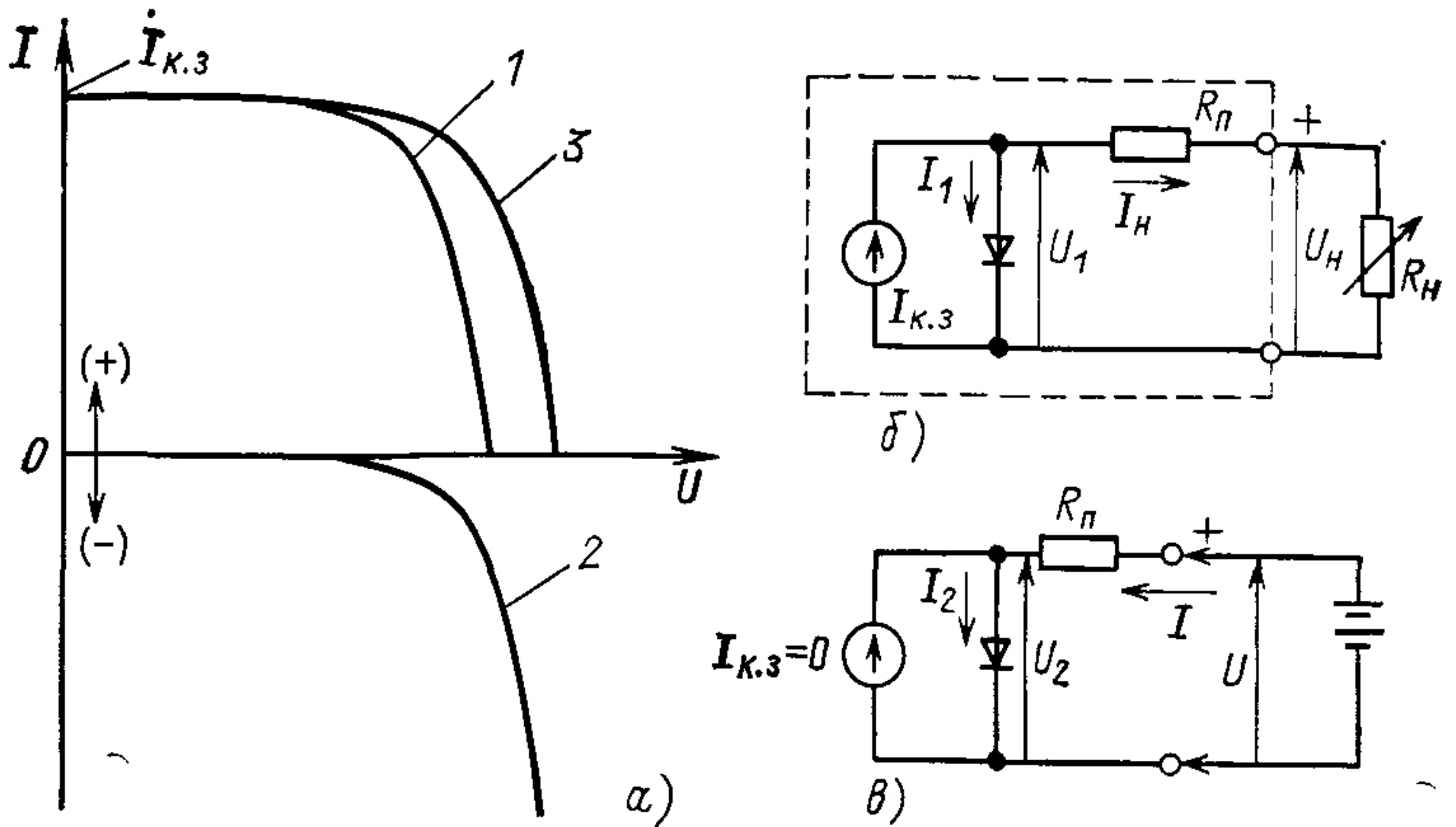


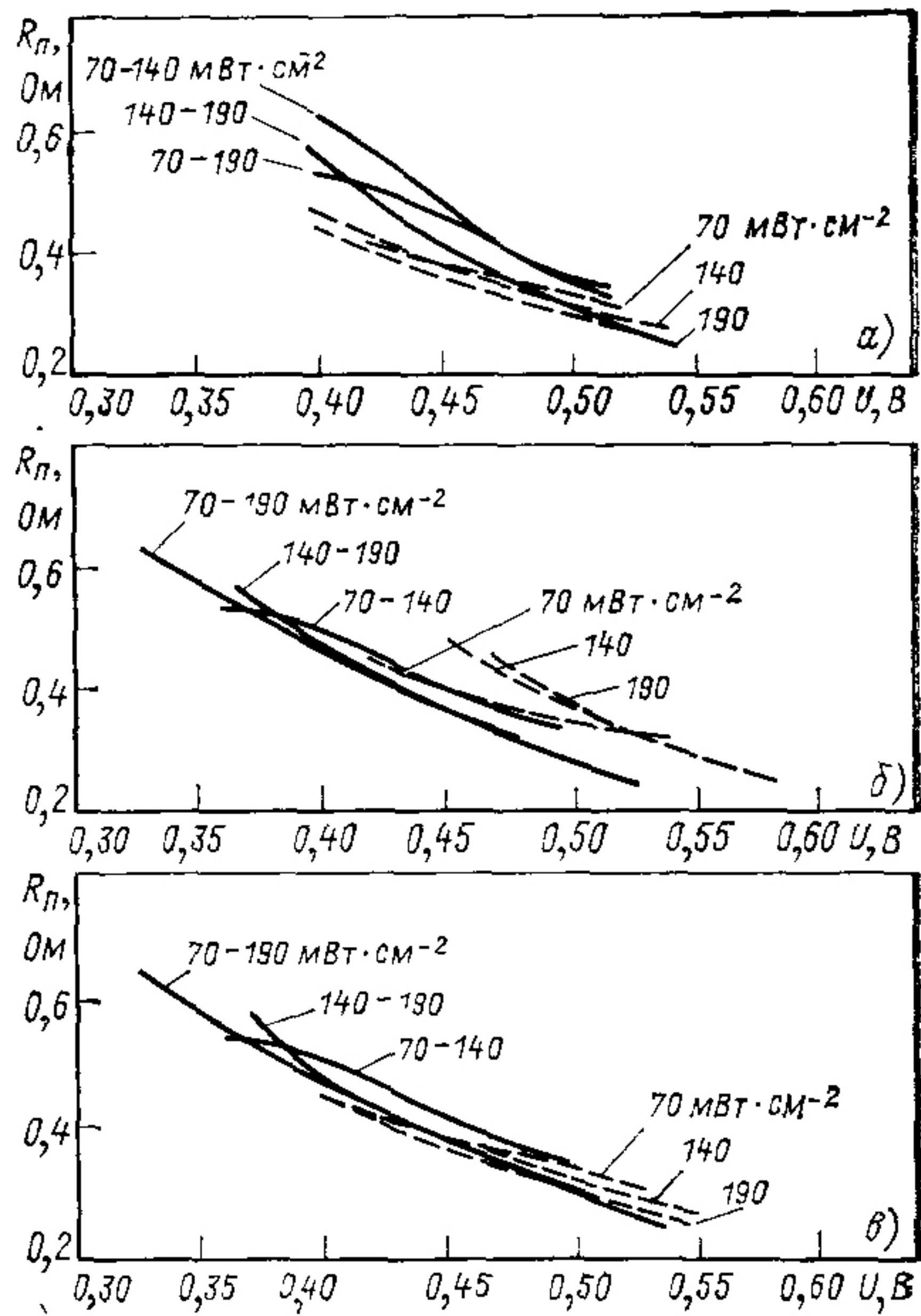
Рис. 4.25. Световая (1), темновая (2) вольт-амперные характеристики солнечных элементов [7] и световая характеристика (3), вычисленная по результатам измерения темновой характеристики (а); схема измерения световой характеристики. В рамке — упрощенная эквивалентная схема солнечного элемента (б) и схема измерения темновой характеристики (в)

При темновых измерениях батарею подключают к внешнему источнику постоянного тока, создавая электрическое смещение в прямом направлении. Последовательно изменяя напряжение, измеряют темновую характеристику солнечных элементов, фактически представляющих собой диодную матрицу. Ток батареи и напряжение смещения обычно автоматически записываются с помощью электромеханического двухкоординатного графопостроителя.

Значение тока смещения (в прямом направлении) не критично, но лучшие результаты получают, когда его максимум на 50% превышает ток короткого замыкания батареи (ток при освещении с интенсивностью в одну солнечную постоянную).

Рис. 4.26. Зависимость последовательного сопротивления от напряжения, полученная на основе измерения световых и темновых вольт-амперных характеристик для солнечных элементов размером 2×2 см фирмы Centralab [7]:

а — сплошные линии — $R_{\Pi} = f(U)$, полученные по световым характеристикам; напряжения соответствуют меньшему значению освещенности; пунктирные линии — $R_{\Pi} = f(U)$, полученные по темновым характеристикам; напряжения соответствуют тем значениям, которые наблюдались при измерении темновой характеристики; *б* — сплошные линии — $R_{\Pi} = f(U)$, полученные по световым характеристикам; напряжения соответствуют большему значению освещенности; пунктирные линии — $R_{\Pi} = f(U)$, полученные по темновым характеристикам; напряжения соответствуют тем значениям, которые наблюдались при измерении световой характеристики; *в* — сплошные линии — $R_{\Pi} = f(U)$, полученные по световым характеристикам; напряжения соответствуют большему значению освещенности; пунктирные линии — $R_{\Pi} = f(U)$, полученные по темновым характеристикам; напряжения соответствуют тем значениям, которые наблюдались при измерении световой характеристики



Точность темнового метода зависит от точности измерения и от однородности распределения температуры по всей батарее. Подключение внешнего источника приводит к увеличению ее температуры во время испытаний и соответственно к дополнительной погрешности. Поэтому желательно применять импульсное (с выдержкой до 10 с) смещение.

Метод темновых испытаний эффективно использовали во время предстартовых проверок солнечных батарей для космической станции Skylab [7]. Сравнение световых и темновых характеристик показано на рис. 4.25. Обнаружено, что последовательное сопротивление солнечных элементов (размером 2×2 см, толщиной 0,35 мм, сопротивлением базы 2 Ом·см) зависит от уровня освещения и от напряжения (рис. 4.26). Значения последовательного сопротивления использовались при расчете световой вольт-амперной характеристики, которую определяли по результатам измерения темновой характеристики. По результатам, представленным на рис. 4.27, видно, что данный метод очень чувствителен к температуре.

Метод темновых испытаний эффективно использовали во время предстартовых проверок солнечных батарей для космической станции Skylab [7]. Сравнение световых и темновых характеристик показано на рис. 4.25. Обнаружено, что последовательное сопротивление солнечных элементов (размером 2×2 см, толщиной 0,35 мм, сопротивлением базы 2 Ом·см) зависит от уровня освещения и от напряжения (рис. 4.26). Значения последовательного сопротивления использовались при расчете световой вольт-амперной характеристики, которую определяли по результатам измерения темновой характеристики. По результатам, представленным на рис. 4.27, видно, что данный метод очень чувствителен к температуре.

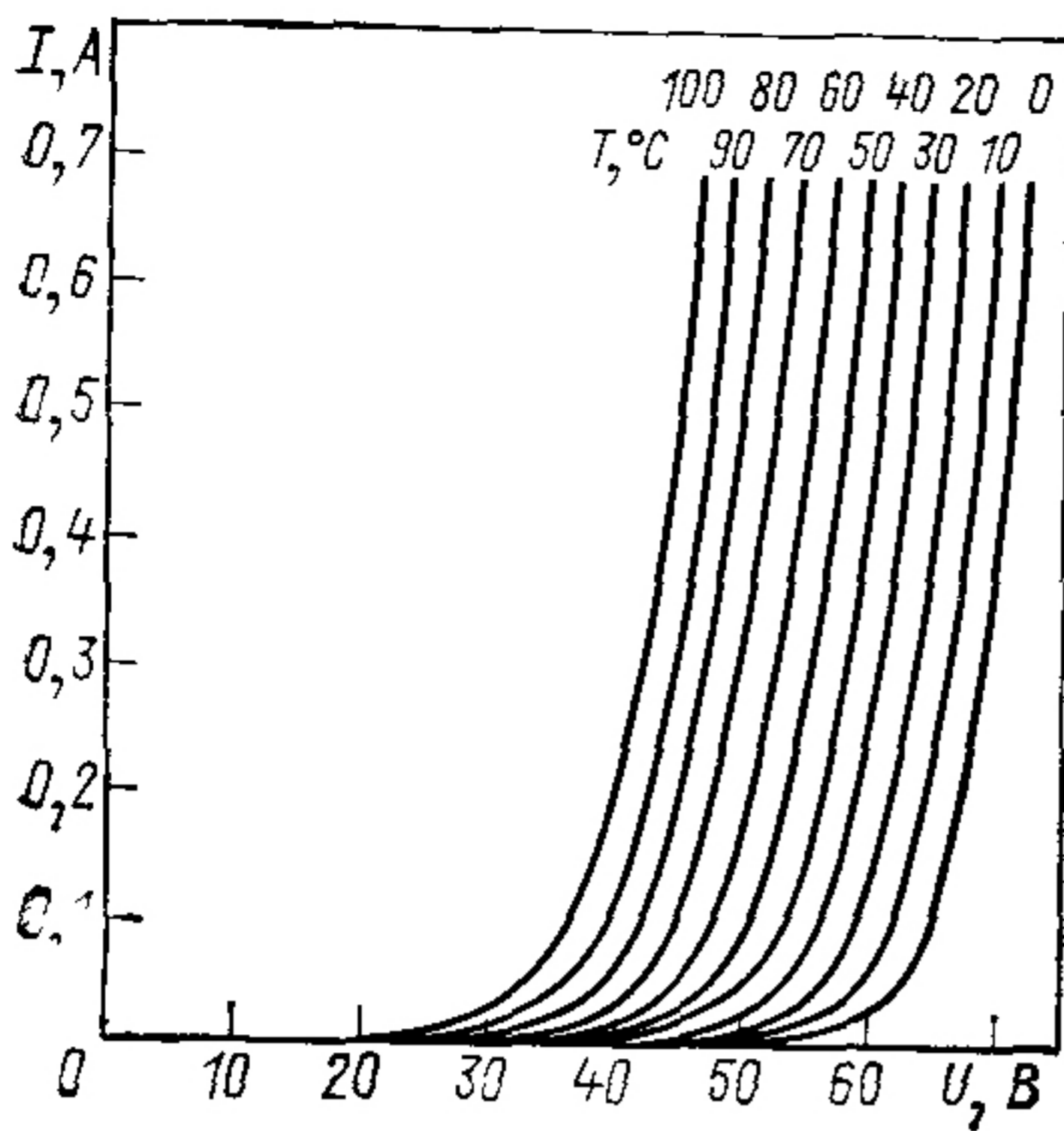


Рис. 4.27. Темновые вольт-амперные характеристики при различных температурах для модулей космической солнечной батареи АТМ, состоящих из 6 параллельно соединенных и 114 последовательно соединенных элементов размером 2×2 см [7]

На рис. 4.28 представлены темновые характеристики для цепочки параллельно соединенных модулей. Кривые, пока-

зывающие взаимосвязь темновых параметров батареи с числом соединенных параллельно модулей приведены на рис. 4.29. Из рисунка видно, что темновые вольт-амперные характеристики нельзя использовать для адекватного определения числа модулей в цепи, если не произошло существенных отказов. Например, как видно из рис. 4.29, при уменьшении числа модулей от 20 до 19 темновое напряжение падает только на 0,1 В, в то время как уменьшение модулей с 20 до 16 дает различие в напряжении 0,7 В.

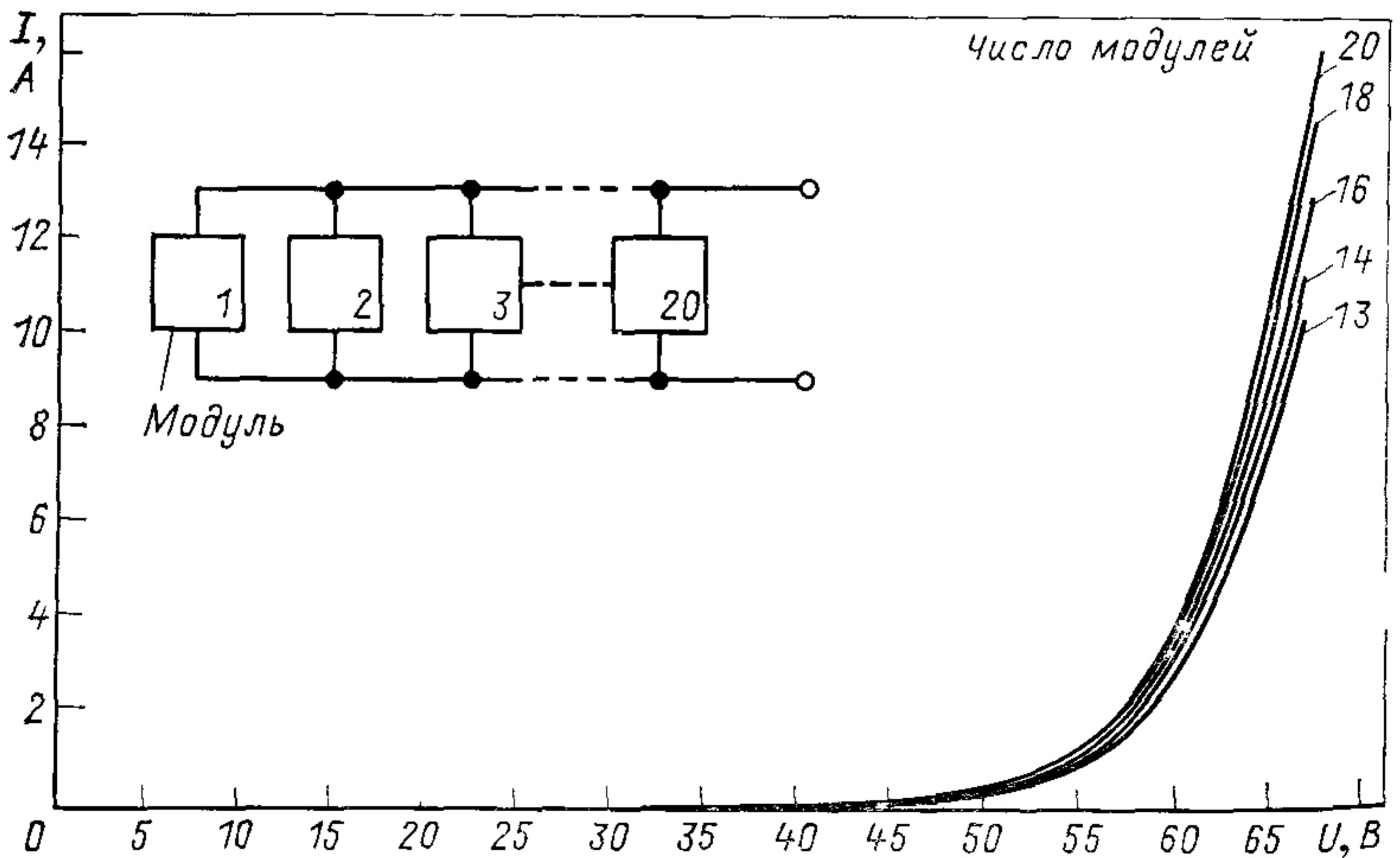


Рис. 4.28. Прямые ветви темновой характеристики панелей АТМ, состоящих из разного числа параллельно соединенных модулей, при $T = 25^\circ\text{C}$. Модули состоят из 6 параллельно соединенных и 114 последовательно соединенных луженых кремниевых элементов n - p -типа размером 2×2 см

Температурный коэффициент изменения напряжения на выходе батареи при токе 800 мА составляет около 0,26 В на 1 °С. Учитывая, что напряжение очень сильно зависит от температуры, во время измерений необходимо точно

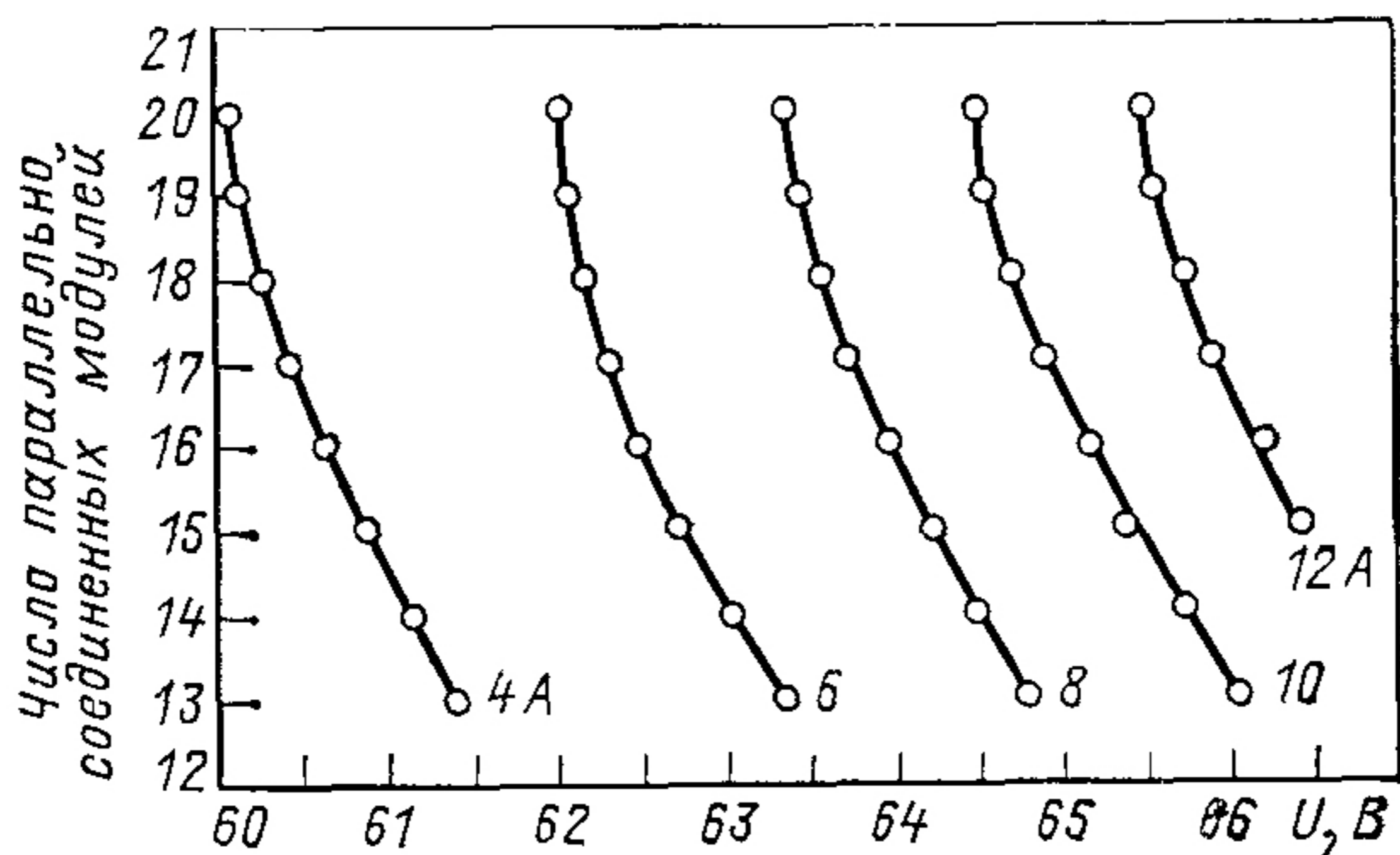


Рис 4 29. Зависимость темнового напряжения панелей АТМ от числа параллельно соединенных модулей при различных значениях тока и $T=25\text{ }^{\circ}\text{C}$ [7]

определять температуру элементов. У крупных солнечных панелей важно также знать и распределение температуры по площади.

4.28. СОПРОТИВЛЕНИЕ ИЗОЛЯЦИИ И НАПРЯЖЕНИЕ ПРОБОЯ

Для измерения сопротивления изоляции и напряжения пробоя изолирующего слоя между цепями солнечных элементов и металлической подложкой используют обычное оборудование, поэтому здесь нет необходимости его описывать.

При этих измерениях лучше замкнуть все плюсовые и минусовые концы цепей вместе и затем уже определять сопротивление между цепями элементов и подложкой. Важно обезопасить солнечные элементы и блокирующие диоды от высоких электрических потенциалов в случае, если обнаружатся контуры низкого сопротивления или внезапно произойдет дуговой разряд. Вообще солнечные элементы менее чувствительны к чрезмерному обратному напряжению, чем диоды. Это связано с тем, что солнечные элементы имеют несколько большие значения обратных токов утечки при низких напряжениях; к тому же приборы, которые измеряют протекающий через изоляцию ток, работают при значениях тока, не превышающих несколько миллиампер, что предотвращает образование больших напряжений на элементах.

До монтажа солнечных элементов на металлической подложке качество изоляции часто определяют с помощью влажной губки. Опыт показывает, что при напряжении меньше 100 В постоянного тока небольшое сквозное отверстие в изоляции не оказывает влияния на работу батареи, даже если изоляция не выдержала испытания, проведенные с помощью влажной губки.

4.29. ИЗМЕРЕНИЕ СПЕКТРАЛЬНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ И СПЕКТРАЛЬНОЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ

Спектральное распределение излучения источников света измеряют с помощью спектрорадиометров. На практике используется много различных типов таких приборов — от простейших в виде так называемого колеса с фильтрами до сложных инструментов с автоматической записью.

Подобные приборы применяют и для измерения спектральной чувствительности солнечных элементов [8].

Схема спектрорадиометра со светофильтрами для измерения коэффициента отражения показана на рис. 4.30. Узкополосный фильтр на рисунке — это один из 13 фильтров, перекрывающих спектральный диапазон чувстви-

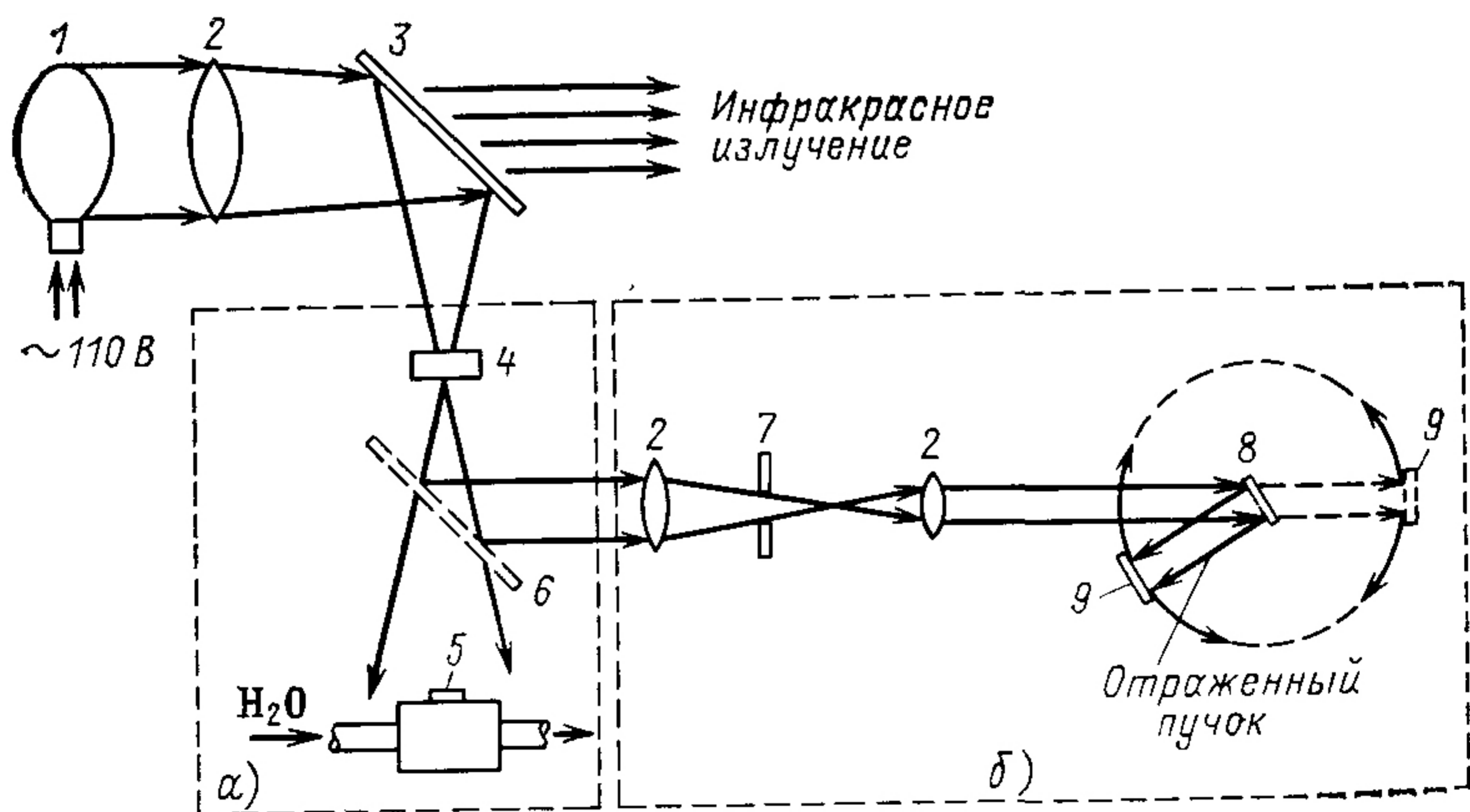


Рис. 4.30. Установка для измерения спектральной чувствительности (а) с приставкой для измерения спектрального коэффициента отражения (б):

1 — лампа мощностью 1000 Вт; 2 — линза; 3 — зеркало, пропускающее инфракрасное излучение; 4 — узкополосный светофильтр; 5 — испытуемый солнечный элемент; 6 — зеркало, устанавливаемое при измерении коэффициента отражения; 7 — диафрагма; 8 — испытуемый солнечный элемент (вместе с держателем может выводиться из пучка излучения); 9 — солнечный элемент, используемый в качестве детектора (может устанавливаться в двух положениях)

тельности солнечных элементов. Вращая диск, на котором смонтированы фильтры, можно поочередно устанавливать их на пути оптического луча.

4.30. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИНТЕГРАЛЬНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ПОГЛОЩЕНИЯ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Коэффициент поглощения солнечного излучения непрозрачными материалами (например, солнечными элементами, покрытыми стеклом) определяется следующим способом.

1. Измеряют спектральный коэффициент отражения ρ_λ (см. § 4.32).

2. Вычисляют интегральное значение коэффициента отражения солнечного излучения:

$$\rho_c = \frac{\int_a^b \rho_\lambda P_\lambda d\lambda}{\int_a^b P_\lambda d\lambda}.$$

Здесь P_λ — спектральная плотность потока солнечного излучения; a и b — пределы интегрирования, определяемые диапазоном длин волн, в которых измерялся ρ_λ (обычно $a = 0,28$ мкм, $b = 2,5$ мкм).

3. Определяют интегральный коэффициент поглощения солнечного излучения α_c :

$$\alpha_c = 1 - \rho_c.$$

4.31. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ТЕПЛОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В ПОЛУСФЕРЕ

Коэффициент теплового излучения поверхности материалов в полусфере можно определять двумя методами.

Спектральный метод определения коэффициента включает в себя:

1) измерение спектрального коэффициента отражения ρ_λ ;

2) вычисление интегрального коэффициента отражения ($\bar{\rho}$) черного тела при абсолютной температуре, равной температуре образца. В расчете используют данные спектрального излучения черного тела P_λ , полученные по формуле Планка. Коэффициент отражения

$$\bar{\rho} = \frac{\int_a^d \rho_\lambda P_{T\lambda} d\lambda}{\int_a^d P_{T\lambda} d\lambda};$$

3) определение интегрального коэффициента теплового излучения в направлении нормали к поверхности:

$$\bar{\epsilon}_H = 1 - \bar{\rho};$$

4) нахождение интегрального коэффициента теплового излучения в полусферу:

$$\bar{\epsilon}_{п.с} = \left(\frac{\epsilon_{п.с}}{\epsilon_H} \right) \bar{\epsilon}_H;$$

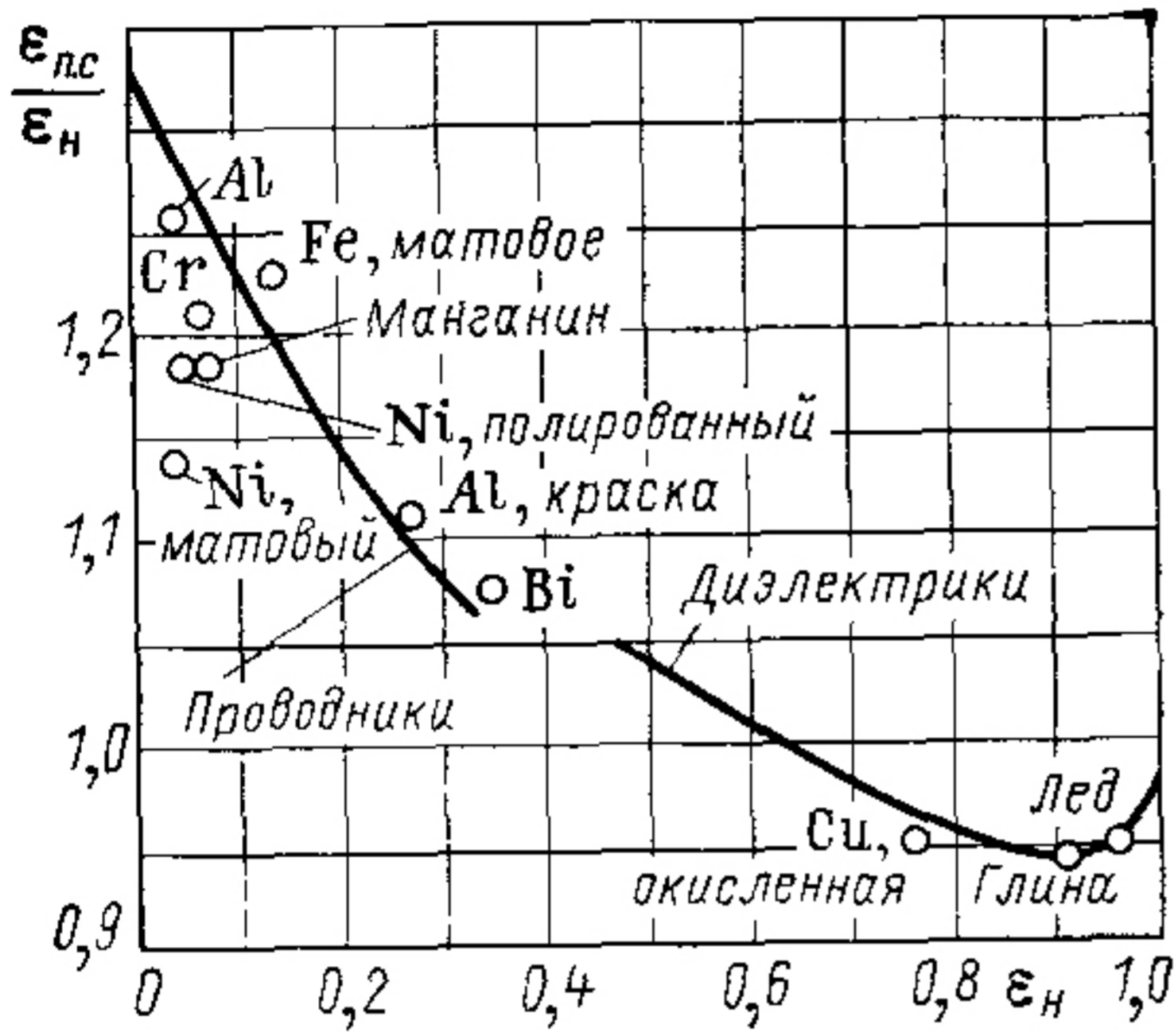


Рис. 4.31. Теоретические и экспериментальные значения отношения полусферического интегрального коэффициента теплового излучения к нормальному

где отношение $\epsilon_{п.с}/\epsilon_H$ — коэффициент корреляции, определенный на основе электромагнитной теории излучения и подтвержденной экспериментально. Значения отношения $\epsilon_{п.с}/\epsilon_H$ приведены на рис. 4.31.

Интегральный метод.

Этим методом можно определить полусферический коэффициент теплового излучения более быстро, для этого:

- 1) измеряют интегральный коэффициент отражения $\bar{\rho}$;
- 2) вычисляют нормальный коэффициент теплового излучения $\bar{\epsilon}_H$:

$$\bar{\epsilon}_H = 1 - \bar{\rho};$$

3) вычисляют полусферический коэффициент теплового излучения:

$$\bar{\epsilon}_{п.с} = \left(\frac{\epsilon_{п.с}}{\epsilon_H} \right) \bar{\epsilon}_H,$$

где $\epsilon_{п.с}/\epsilon_H$ можно определить из результатов, представленных на рис. 4.31.

4.32. ИЗМЕРЕНИЕ СПЕКТРАЛЬНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ОТРАЖЕНИЯ

Для измерения спектрального коэффициента отражения используют интегрирующую сферу или нагретую полость, которые непосредственно входят в состав спектрофотометра. В том и другом случае определяется спектральный коэффициент отражения в направлении по нормали к поверхности.

Метод интегрирующей сферы. Установка состоит из приставки для измерения коэффициента отражения, интегрирующей сферы Эдвардса, и спектрометра фирмы Вестман типа ДК2А [8]. Двухлучевой спектрофотометр Вестман ДК2А осуществляет автоматическое сканирование по длинам волн (от 0,28 до 2,5 мкм при измерении покрытых стеклом солнечных элементов) с записью отношения сигналов от луча, идущего от образца, и от эталонного луча.

Внутренняя поверхность интегрирующей сферы покрыта белой краской Eastman 6800, которая обладает высоким значением диффузного коэффициента отражения. Через небольшие отверстия в сфере излучение попадает на два приемника — фоторезистор из сульфида свинца и фотоумножитель. На коротких длинах волн источником света служит водородная лампа, в длинноволновом диапазоне — вольфрамовая лампа накаливания.

Внутри сферы Эдвардса расположен держатель, который позволяет помещать в центре сферы испытуемый образец. Образец устанавливают таким образом, чтобы излучение могло попасть на смонтированные на стенке сферы приемники только после отражения от внутренней поверхности сферы. Такая оптическая схема позволяет с большой точностью измерять методом сравнения абсолютное значение спектрального коэффициента отражения.

В сферу во время измерений через небольшое входное окно направляют два пучка лучей — эталонный и рабочий. Эталонный пучок, не проходя через центр, попадает на стенку сферы. Рабочий пучок направляют через центр. Во время калибровки прибора образец выдвигают на небольшое расстояние из центра сферы, и рабочий луч попадает на стенку рядом с эталонным. Затем образец переводят в центр и выполняют измерение коэффициента отражения. В этом случае рабочий пучок поступает уже на образец и отраженная от него энергия излучения воспринимается приемниками.

Пусть интенсивность эталонного пучка равна $I_э$, а рабочего — $I_р$, причем $I_э = I_р$. Интенсивность пучка, отраженного от образца и поступающего на стенку сферы, равна $\rho_\lambda I_р$, где ρ_λ — спектральный коэффициент отражения образца. В детекторе, который регистрирует отношение интенсивностей пучков излучения, возбуждается сигнал, пропорциональный $\rho_\lambda I_р / I_э = \rho_\lambda$, так как $I_э = I_р$. Следовательно, прибор обеспечивает абсолютное измерение спектрального коэффициента отражения ρ_λ .

Метод нагретой полости. Метод измерения и применяемая аппаратура аналогичны описанным в предыдущем случае, однако вместо интегрирующей сферы, работающей при комнатной температуре, используют нагретую полость, при этом рабочий и эталонный пучки отражаются уже не от поверхности с высоким коэффициентом диффузного отражения, а от платиновой фольги, расположенной в полости и нагретой до температуры 815°C [9].

4.33. ИЗМЕРЕНИЕ ИНТЕГРАЛЬНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ОТРАЖЕНИЯ

Для измерения интегрального коэффициента отражения поверхности необходимы источник света, приемник излучения и стандартный образец. Спектральные коэффициенты отражения испытуемого и стандартного образцов должны быть достаточно близкими по значению, это повышает точность измерения [10].

4.34. ИСПЫТАНИЯ НА РАДИАЦИОННУЮ СТОЙКОСТЬ

Эксперименты по оценке радиационного повреждения солнечных элементов проводят в основном с потоками электронов, реже — с протонами и еще реже — с нейтронами. Для создания потока частиц и ускорения их до нужной энергии необходимо специальное оборудование.

Испытания в потоке электронов. Для создания первичного потока электронов обычно применяют генераторы Ван-де-Граафа. Ниже в качестве примера типичной установки по радиационным испытаниям дано описание оборудования, принадлежащего лаборатории Jet Propulsion Laboratory в Пассадене (штат Калифорния). Радиационная лаборатория создана при ускорителе Dynamitron мощностью 3 МэВ, построенного фирмой Radiation Dynamic, Inc. На ускорителе можно получать пучки электронов с энергией от 0,6 до 2,3 МэВ при токе электронов до 2 мА. Такой ток позволяет облучать большие площади с высокой плотностью потока электронов от 10^9 до 10^{12} $\text{см}^{-2}\cdot\text{с}^{-1}$. Пучок электронов можно направить на одну из двух площадок, предназначенных для проведения экспериментов. Возможна регулировка пучка по плоскости каждой площадки.

На одной из экспериментальных площадок расположена полустационарная установка с вакуумной камерой, предназначенная для исследования воздействия радиации на солнечные элементы. В вакуумную камеру через окно из плавленого кварца марки Corning 7490 можно вводить

световой поток от имитатора внеатмосферного солнечного излучения, позволяющего освещать площадку размером 12×12 см. Автоматический блок позволяет регулировать температуру в пределах от -150 до $+150$ °С. Одновременно можно проводить облучение 14 солнечных элементов. Тонкая фольга из алюминия или меди, рассеивающая пучок электронов, обеспечивает однородность потока по площади. Для измерения дозы облучения в центр рабочей зоны помещают небольшой цилиндр Фарадея. Измерение электрических характеристик испытуемых образцов выполняют непосредственно в камере, используя солнечный имитатор. Все детали установки, на которые попадает поток электронов (включая рассеивающую фольгу), охлаждаются водой. В период облучения в камере работает экран с жидким азотом для конденсации масла, поступающего из диффузионного и форвакуумного насосов, несмотря на то что в системе насосов включены азотные ловушки.

С помощью электромагнитного поля пучок электронов можно направлять в другое лабораторное помещение. Поток электронов, проходя через охлаждаемое водой окно из титановой фольги, оказывается в воздухе. В этом помещении независимо от предыдущей установки можно располагать любое оборудование. Облучение проводят на воздухе (фильтр из активированного древесного угля обеспечивает поглощение озона), но пучок можно направлять также и в вакуумную камеру, для чего используют титановое входное окно.

Испытания в потоке электронов с различной энергией. Во многих случаях радиационные испытания проводят с потоками электронов, обладающих одинаковой энергией. Однако на установке лаборатории Jet Propulsion Laboratory можно выполнять исследования, используя различный энергетический спектр электронов.

Испытания в потоке протонов. Одна из установок, на которых получают потоки протонов с низкой энергией, описана в § 4.37. Для создания протонов с высокими энергиями необходимы циклотроны. Потоки протонов с энергией 2—10 МэВ получают с помощью последовательно расположенных генераторов Ван-де-Граафа, с энергией 10—50 МэВ — на циклотронах, с энергией 50—155 МэВ — на синхроциклотронах.

Испытания в потоке нейтронов. Нейтроны, необходимые для испытаний, могут быть получены в ядерных реакторах. Фирма White Sands Missile Range имеет реактор Fast Burst Reactor, который используется в качестве такого источника.

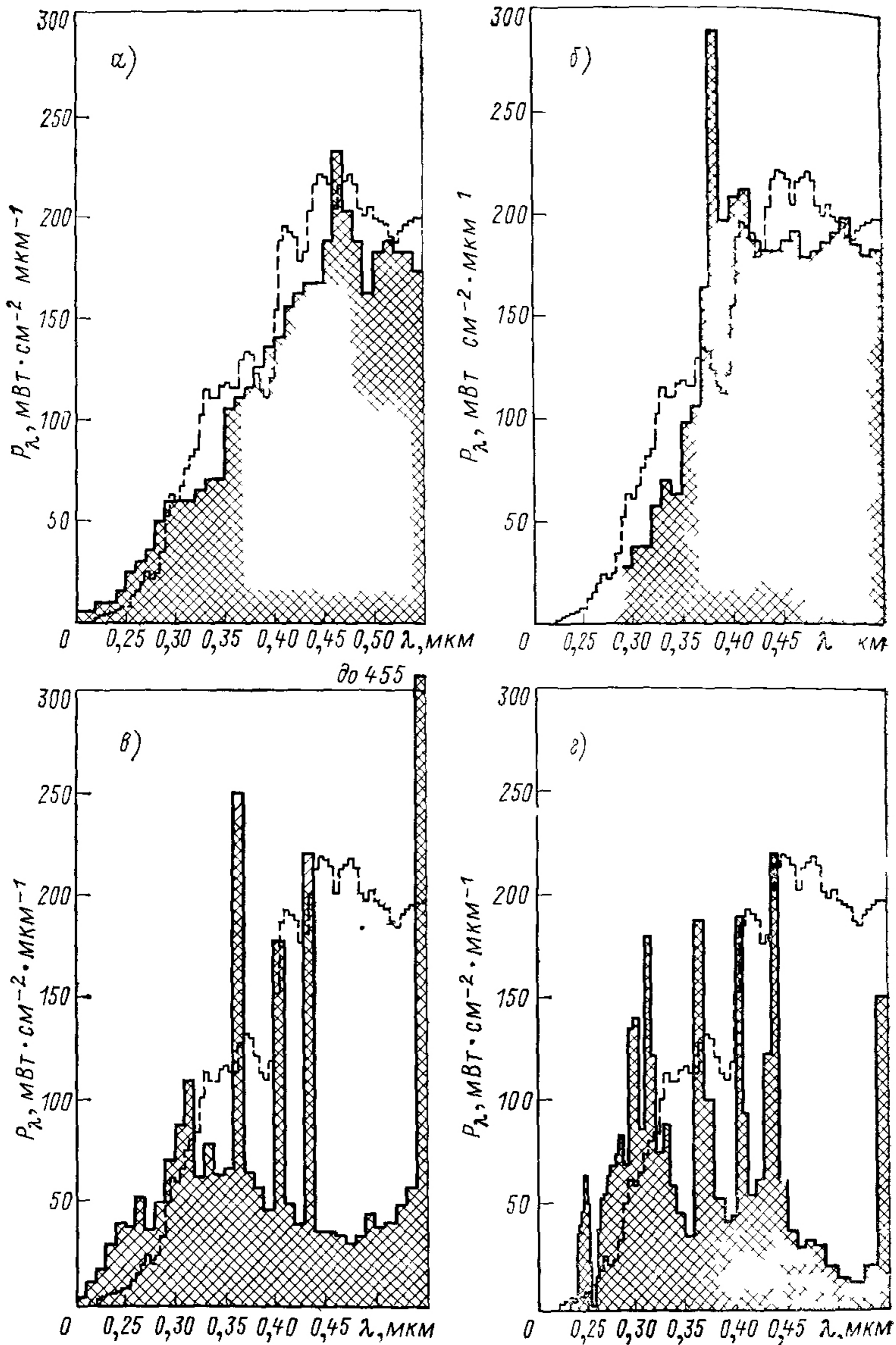


Рис 432 Спектральное распределение энергии источников УФ-излучения (сплошные линии) и Солнца (штриховые)
 а — шаровая ксеноновая лампа (Engelhard Napovia), б — угольная дуга в — ртутно ксеноновая дуговая лампа (Engelhard Napovia), з — ртутная лампа высокого давления (General Electric В Н6)

4.35. ИСПЫТАНИЯ ПОД УЛЬТРАФИОЛЕТОВЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ

Оборудование для проведения испытаний под ультрафиолетовым (УФ) излучением может быть самым разнообразным по конструкции, но в любом случае в его составе должны быть мощный источник излучения и вакуумные емкости, в которые помещают испытуемые образцы. Одна из типичных установок для испытаний солнечных элементов на воздействие УФ-излучения описана в настоящем параграфе другая — в § 4 37

Установка состоит из ксеноновой дуговой лампы и определенного числа индивидуально откачиваемых камер для образцов. Камеры представляют собой запаянные кварцевые трубки, прозрачные для УФ-излучения. В каждой камере образцы устанавливаются на термостатируемую с помощью жидкости подложку, расположенную по оси трубки. Вакуум в камерах создается с помощью ионно-сорбционного насоса (с испарением поглотителя), подсоединенного через тройник из нержавеющей стали. Для поддержания сверхвысокого вакуума и снижения вероятности загрязнения образцов для соединения узлов системы применяются только металлы. Давление 10^{-6} торр¹ получают с использованием адсорбционного (молекулярное сито) и ионно-сорбционного насосов, подсоединенных к каждой камере. Конструкция камер позволяет помещать каждый образец, находящийся в вакууме, в центр интегрирующей сферы Эдвардса.

Камеры с образцами расположены радиально вокруг одной ксеноновой дуговой лампы; в установке предусмотрена возможность перемещения испытуемых образцов по направляющим, что позволяет изменять расстояние между лампой и образцом. Таким способом можно изменять плотность потока излучения на образцах от значения, соответствующего в УФ-области спектра (короче 0,4 мкм) одной солнечной постоянной, до 12 солнечных постоянных. При испытаниях обычно применяют лампы мощностью от 2,2 до 6,5 кВт. Промышленностью выпускаются и другие источники света для испытаний материалов (например, ртутная дуговая лампа высокого давления фирмы General Electric типа В-Н6), однако ксеноновая дуговая лампа лучше воспроизводит спектральное распределение энергии солнечного излучения в УФ-области (рис 4 32).

¹ 1 торр = 1 мм рт ст = 133,322 Па — Прим пер

4.36. ИСПЫТАНИЯ НА ВОЗДЕЙСТВИЕ ИЗЛУЧЕНИЯ В ДАЛЕКОЙ УФ-ОБЛАСТИ СПЕКТРА

В последнее время считают, что излучение в далекой УФ-области (короче 200 нм) вызывает наибольшее повреждение органических материалов, применяемых в конструкциях космических кораблей, например полиимидных пленок (сартон) и фторопласта. Излучение в этом спек-

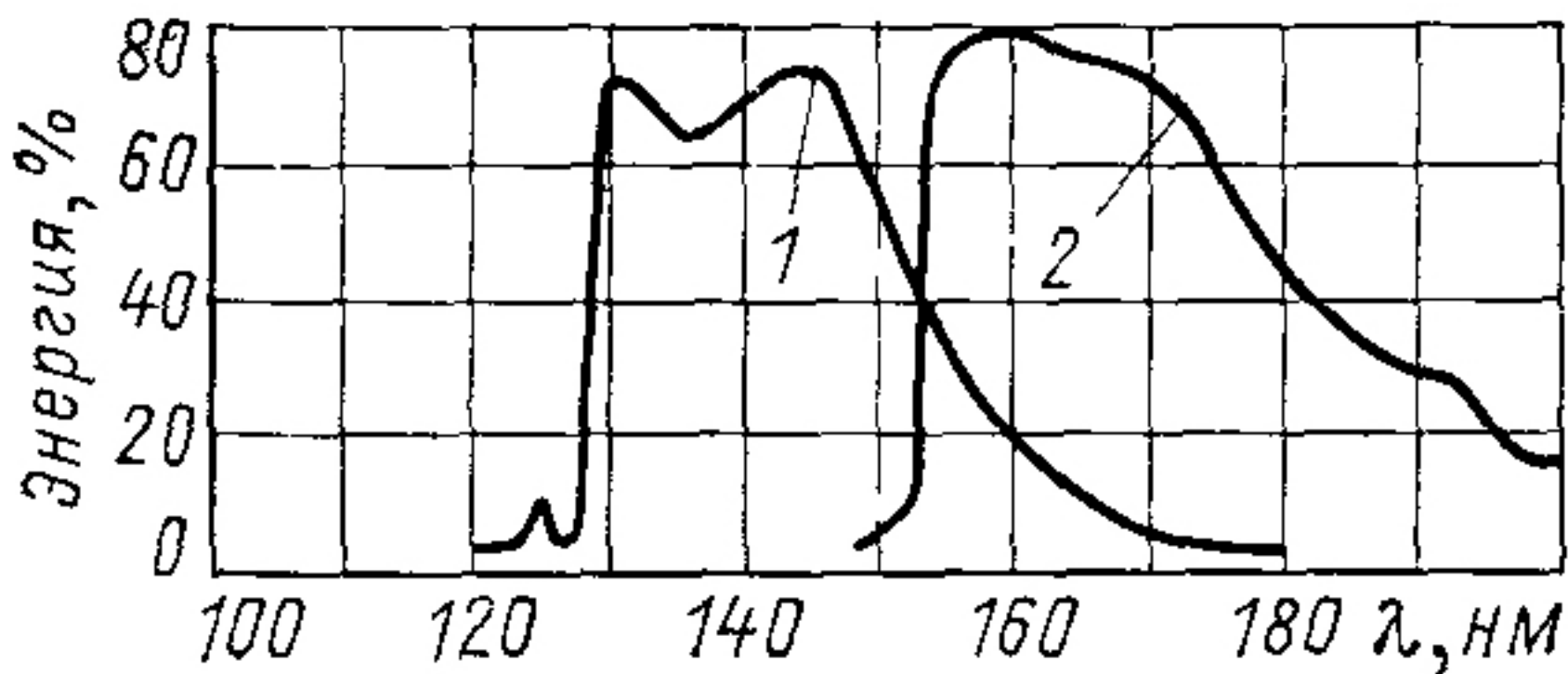


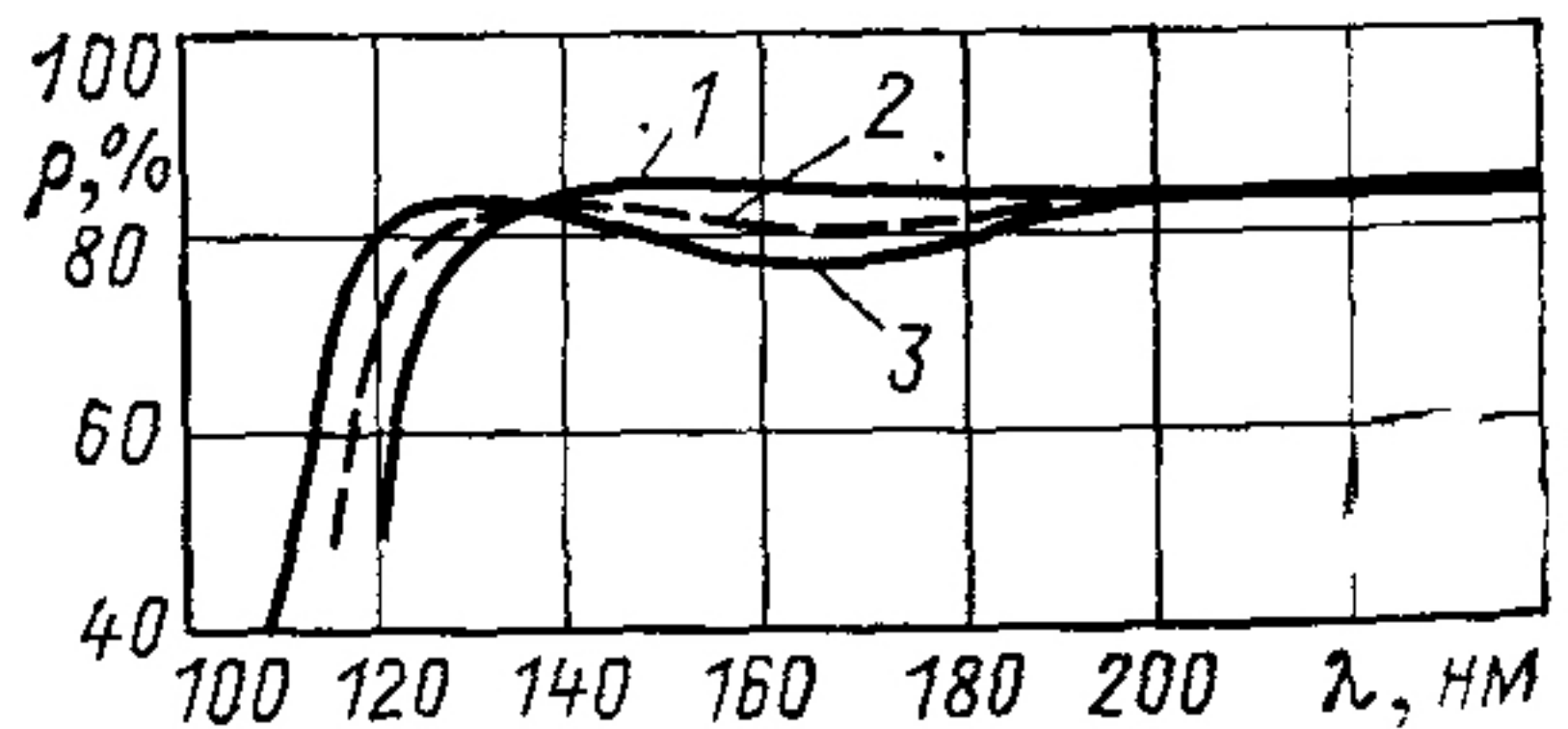
Рис. 4.33. Относительная энергия фотонов, излучаемых криптоновой и ксеноновой лампами в далекой УФ-области спектра: 1 — криптоновая безэлектродная лампа; 2 — ксеноновая безэлектродная лампа

тральном диапазоне можно получить с помощью безэлектродных ксеноновых или криптоновых ламп. Газ в этих лампах ионизируется высокочастотным электромагнитным полем. Ксеноновая лампа мощностью 120 Вт на расстоянии 1 м создает излучение, которое соответствует в далекой УФ-области приблизительно 7 солнечным постоянным ($0,5 \cdot 10^{14}$ фотонов в 1 с). Относительное спектральное распределение энергии излучения такой лампы показано на рис. 4.33.

Криптоновые безэлектродные лампы, также применяющиеся для испытаний на воздействие излучения в далекой УФ-области спектра, представляют собой лампы так назы-

Рис. 4.34. Спектральный коэффициент отражения трех покрытий, отражающих в далекой УФ-области спектра. Покрытия разработаны фирмой Action Research Corp. (ARC):

1 — ARC № 1400, 2 — ARC № 1300; 3 — ARC № 1200



ваемого резонансного типа. Поток излучения такой лампы в линиях с длинами волн 116,5 и 123,6 нм составляет приблизительно $3 \cdot 10^{15}$ фотонов в 1 с.

Для отражательной оптики, работающей в коротковолновой части УФ-области спектра, применяют специальные зеркальные покрытия (рис. 4.34); в качестве окон, пропускающих излучение, используют MgF_2 .

Для регистрации далекого УФ-излучения применяют фотодиоды. Национальное бюро стандартов обеспечивает

градуировку приборов, чувствительных к излучению в области длин волн от 120 до 254 нм. В приемниках излучения для этой области спектра используются обычно рубидий-теллуридный катод и окно из MgF_2 .

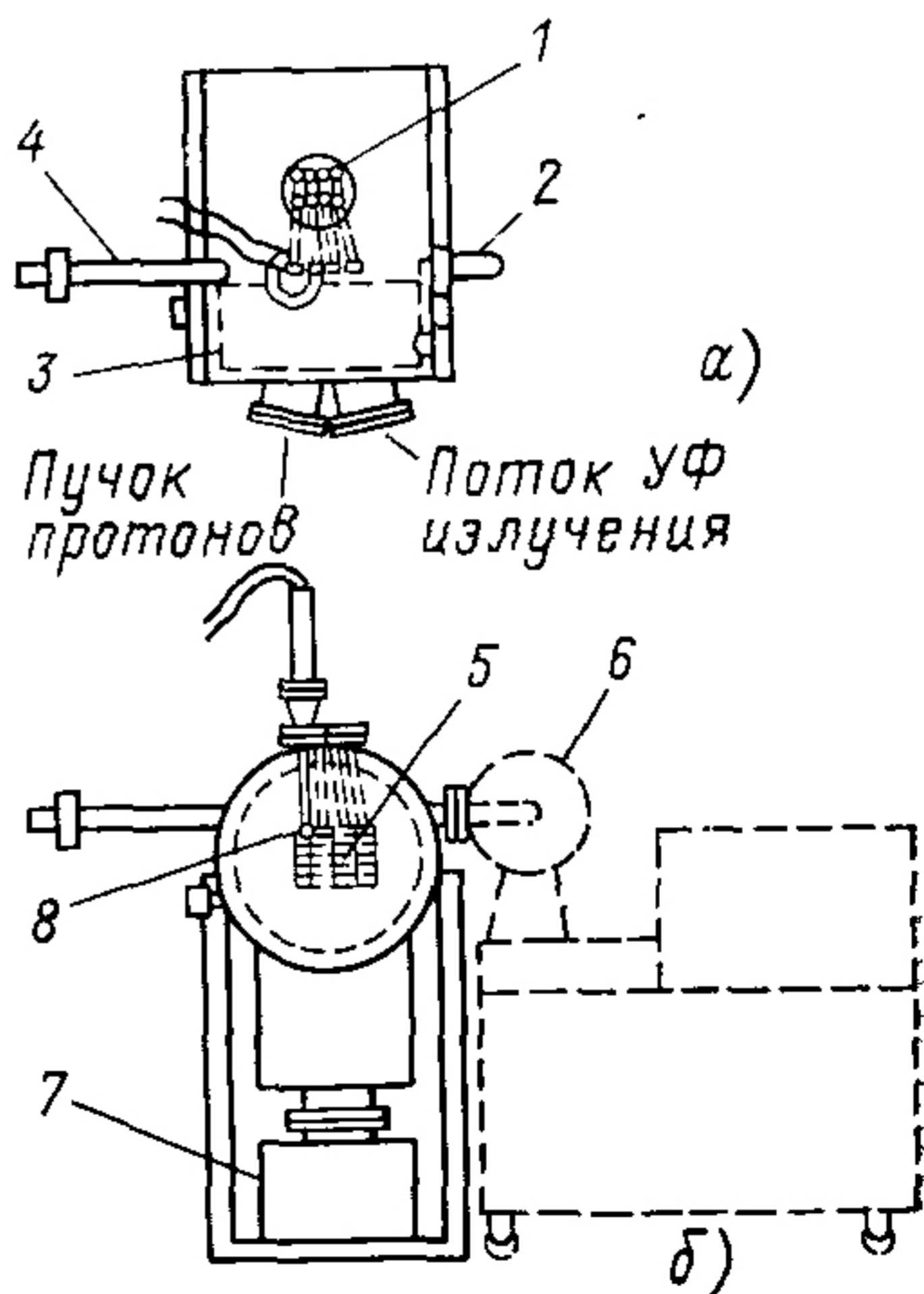
4.37. КОМБИНИРОВАННЫЕ ИСПЫТАНИЯ НА ВОЗДЕЙСТВИЕ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

В космическом пространстве на солнечные батареи одновременно действуют и УФ-излучение, и потоки заряженных частиц (электронов, протонов) самых различных энергий. Поскольку механизм их воздействия может быть синергитическим и антисинергитическим (см. гл. 5), желательно осуществлять комбинированные испытания материалов солнечных батарей в вакууме при одновременном облучении УФ-облучением и потоком частиц. Такие испытания проводят с помощью специальных комбинированных систем. Чтобы исключить влияние химических изменений, связанных с воздействием на материалы атмосферного кислорода и водяного пара, контроль характеристик образцов проводится непосредственно до и после испытаний.

Существует различное оборудование для проведения комбинированных испытаний; ниже для примера дано описание одной из таких установок. Устройство установки показано на рис. 4.35.

Вакуумная система. Вакуумная камера представляет собой горизонтально расположенный цилиндр диаметром около 46 см и длиной 76 см с объемом рабочей части приблизительно 125 л. Стенки камеры изготовлены из нержавеющей стали марки 304 или 321, окна — из плавленого кварца. Полимеры или другие органические материалы

Рис. 4.35. Схема типовой установки для комбинированных испытаний на воздействие окружающей среды. Вид сверху (а) и спереди (б):



1 — впускная и выпускная трубы для подачи жидкости в термостатированный держатель; 2 — кварцевая трубка для измерения коэффициента поглощения; 3 — криогенный экран с жидким азотом; 4 — механизм переноса образцов; 5 — образцы в термостатированном держателе; 6 — интегрирующая сфера спектрофотометра фирмы Векман, усовершенствованная фирмой TRW (показана в рабочем положении); 7 — ионный насос производительностью 400 л/с; 8 — цилиндр Фарадея, предназначенный для контроля и управления потоком протонов

В тех частях установки, которые связаны с откачиваемым объемом, не используют. Боковые концы камеры закрываются выпуклыми дверцами, которые уплотняются сдавливаемыми кольцами из медной проволоки. На концах камеры установлены разворачивающиеся кронштейны для крепления дверцы. Отдельные дополнительные части камеры предназначены для подсоединения к камере вакуумного насоса, ввода электропитания, жидкости или газов, установки смотровых окон и т. д.

В нижней части главной камеры в виде цилиндра диаметром 36 см установлен титановый насос, на днище которого смонтирован ионный насос, обладающий скоростью откачки 400 л/с. Для увеличения скорости откачки титанового насоса его стенки охлаждаются жидкостью. Четыре нити титановых испарителей, протянутые между стенками цилиндра, обеспечивают скорость откачки более 1200 л/с как при интенсивной нагрузке в начальный период, так и при облучении образцов.

Предварительная откачка до давления 10^{-2} — 10^{-3} мм рт. ст. выполняется с помощью системы, состоящей из безмасляного пластинчатого механического насоса и двух последовательно соединенных сорбционных насосов.

Во время предварительной откачки производится обезгаживание титановых нитей. Ионный насос начинает работать при давлении 10^{-2} — 10^{-3} мм рт. ст.

Держатель образцов и механизм их перемещения. При проектировании держателя и механизма перемещения образцов внутри камеры ставилась задача обеспечить термостатирование образцов во время испытаний и возможность проведения спектральных измерений. Механический манипулятор, разработанный для этой цели, позволяет

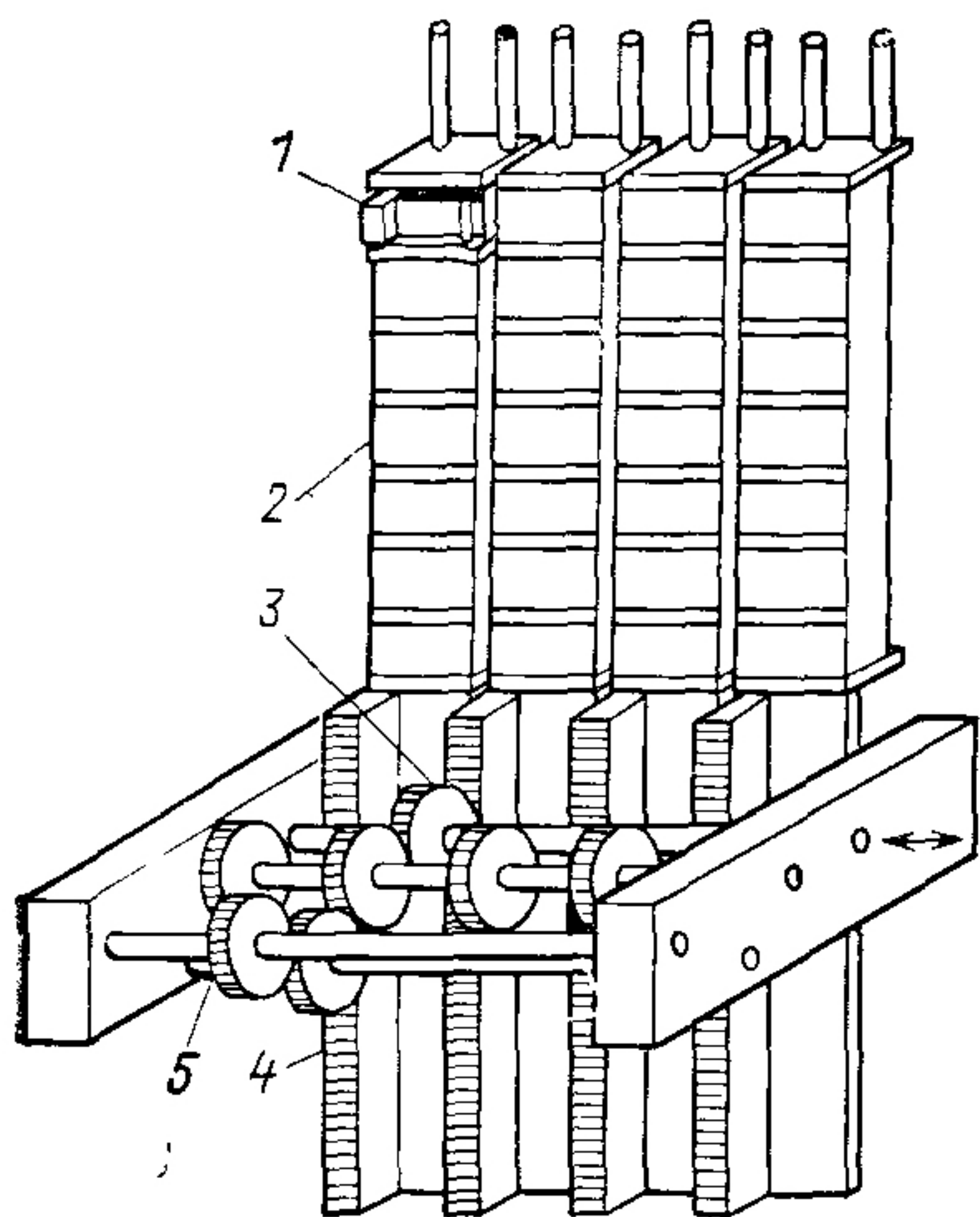


Рис. 4.36. Механизм перемещения держателя образцов:

1 — типовой держатель образцов; 2 — лоток с охлаждающей жидкостью; 3 — промежуточное зубчатое колесо, которое можно передвигать к любой рейке; 4 — зубчатая рейка для вертикального перемещения лотка с образцами; 5 — ведущая шестерня

перемещать образцы внутри камеры, сохраняя в ней сверхвысокий вакуум. Для смазки применяются только неорганические или сухие пленочные материалы.

На рис. 4.36 показано устройство держателя, в котором можно установить 28 прямоугольных образцов размером 1×2 см. Небольшие подставки 1, индивидуальные для каждого образца, крепятся с помощью пружин к четырем лоткам 2, в которых протекает охлаждающая жидкость. Лотки можно перемещать по вертикали с помощью меха-

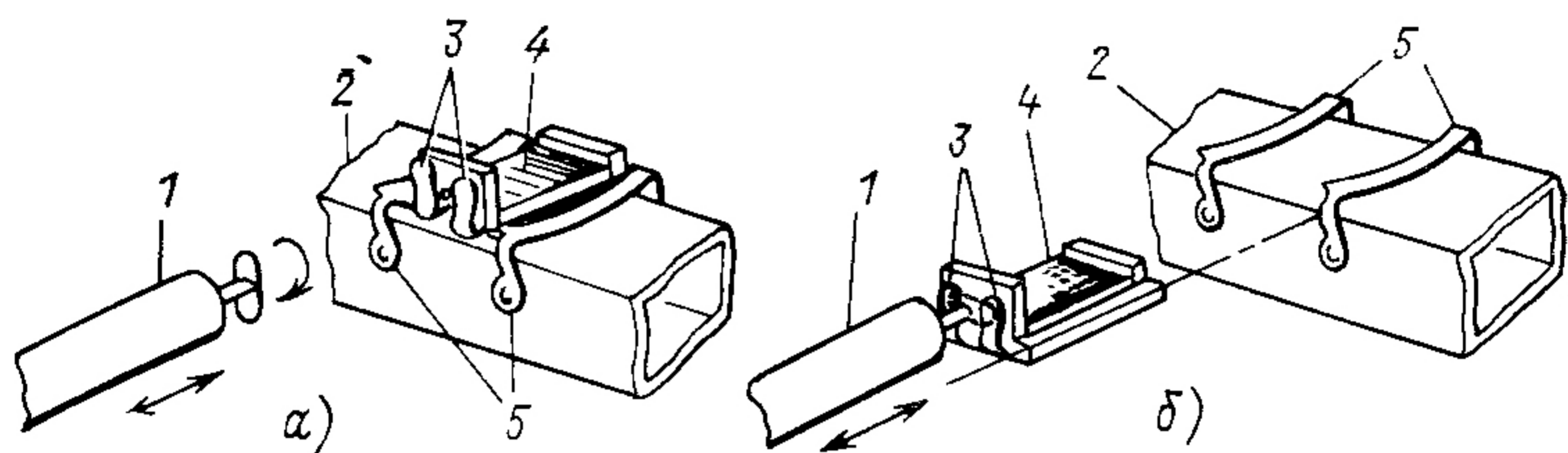


Рис. 4.37. Держатель с образцом в рабочем положении (а) и подставка с образцом, снятая с термостатированного лотка для переноса в интегрирующую сферу (б):

1 — манипулятор для переноса образцов; 2 — термостатированный лоток; 3 — пружинные зажимы из бериллиевой бронзы, предназначенные для крепления подставки с образцом на манипуляторе; 4 — испытуемый образец размером 1×2 см; 5 — пружинные зажимы из бериллиевой бронзы для крепления подставки с образцом на термостатированном лотке

низма с зубчатой рейкой. Перевод промежуточного зубчатого колеса 3 от одной рейки к другой позволяет с помощью ведущей шестерни 5 передвигать отдельно каждый лоток. Таким образом, любой образец можно установить в положение, при котором его легко снять с лотка (рис. 4.37) и перенести в интегрирующую сферу для спектральных измерений.

Делается это следующим образом. В тот момент, когда образец выдвинут на исходную позицию, к нему подводят манипулятор, на конце которого расположен центрирующий штифт. Захватывающее устройство, внешне похожее на пропеллер, поворотом оси манипулятора на 90° вводят в пружинные зажимы, установленные на подставке образца. Затем манипулятор перемещают в обратную сторону, при этом подставка с образцом выдвигается из-под пружин и снимается с лотка. Поскольку ось манипулятора может передвигаться и поворачиваться, образец легко установить в положение, удобное для измерения коэффициента отражения.

Возвращение образца на охлаждаемый лоток производят с помощью тех же действий, но выполняемых в обратном порядке.

Источник протонов. Ускоритель заряженных частиц состоит из:

1) источника — камеры, в которой с помощью высокочастотного поля ионизируется водород, под действием высокого электрического потенциала анода ионы водорода — протоны начинают направленное движение;

2) масс-сепаратора — секции, в которой ионы водорода разделяются по массе, чтобы пучок частиц состоял из H^+ ;

3) детектора частиц — цилиндра Фарадея, предназначенного для измерения и управления потоком протонов.

Источник. Чистый водород (99,999% H_2) через регулирующий клапан подается в ионизационную камеру. Камера представляет собой баллон из пирекса диаметром 15 см и длиной 9 см, в который впаян фланец диаметром 15 см для подсоединения к вакуумной системе. Баллон помещен внутри катушки из медной трубки, по которой пропускается ток высокой частоты, создающий внутри камеры высокочастотное поле (10 МГц). Часть водорода ионизируется полем. К аноду, помещенному в баллон и имеющему форму кольца, приложено электрическое поле высокого потенциала, которое ионизирует водород.

Масс-сепаратор. Ионы, выходящие из плазмы и направляющиеся к мишени, проходят через масс-сепаратор, необходимый для удаления из пучка посторонних ионов. По существу сепаратор представляет собой трубку Беннета масс-спектрографа (увеличенную для приема более широкого пучка диаметром 12 см), которая пропускает протоны (ионы H^+) к испытательной камере. На выходе масс-сепаратора установлены нагретые нити, с помощью которых

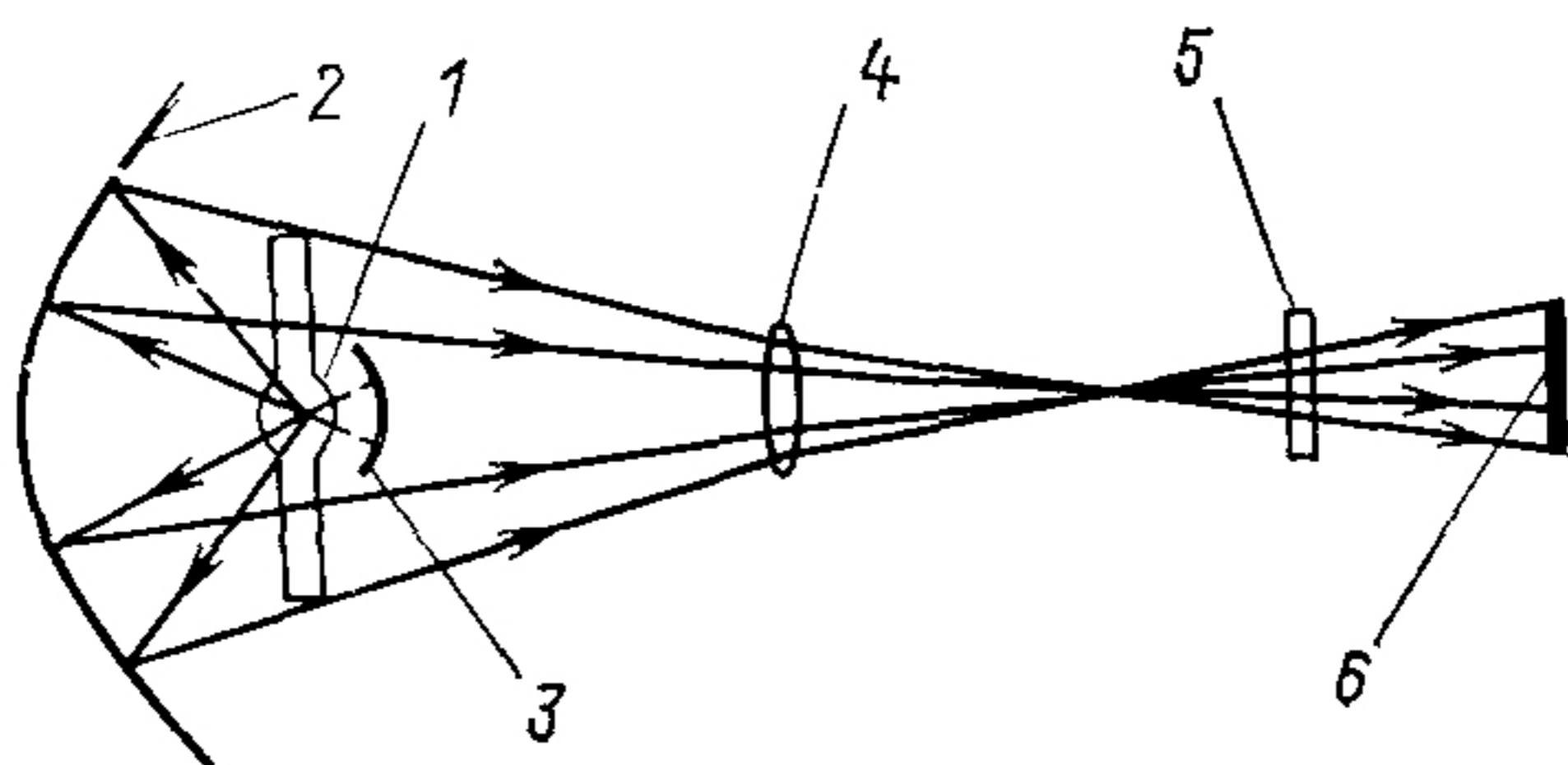


Рис. 4.38. Оптическая схема осветителя — источника излучения в УФ-области спектра:

1 — шаровая ксеноновая лампа мощностью 3,8 кВт; 2 — эллипсоидальный отражатель с внешней рабочей поверхностью; 3 — сферический контротражатель с внешней рабочей поверхностью; 4 — линза из плавленного кварца; 5 — кварцевое окно камеры; 6 — рабочая плоскость

в пучок вводят электроны, нейтрализующие электрический заряд, подобно тому как это происходит в космосе.

Детектор частиц. Цилиндр Фарадея, используемый как детектор, служит для определения однородности потока, измерения энергии частиц, управления пучком и оценки его рассеяния.

Источник УФ-излучения. Этим источником является шаровая ксеноновая лампа. Оптическая система (рис. 4.38) состоит из концентрических зеркал с внешней рабочей поверхностью и кварцевой линзы, смонтированных в корпусе осветителя. Лампа мощностью 3,8 кВт обеспечивает в рабочей плоскости плотность потока (в спектральной области короче 400 нм) от 100 до 750 мВт/см². Общая энергия излучения измеряется с помощью радиометра с рабочей поверхностью из черненой фольги, работающего по принципу электрической компенсации. Для оценки доли УФ-излучения перед радиометром устанавливают фильтры. Измерения проводят до и после выполнения испытаний.

Измерения спектрального коэффициента отражения. В период облучения можно измерить спектральный коэффициент отражения любого образца и в любое время. С помощью манипулятора выбранный образец извлекают из держателя и переносят в трубку из плавленого кварца, которая смонтирована на стенке вакуумной камеры. Спектрофотометр Векман ДК2А устанавливают таким образом, чтобы кварцевая трубка, выступающая за пределы камеры, входила в интегрирующую сферу Эдвардса.

4.38. ИСПЫТАНИЯ НА ТЕРМОЦИКЛИРОВАНИЕ

Испытания на термоциклирование можно проводить в вакууме или на воздухе. Во время испытаний в вакууме хорошо воспроизводятся условия космической среды, однако при этом практически невозможно добиться быстрого снижения температуры и таких ее экстремально низких значений, которые наблюдаются у раскрытых солнечных батарей на геосинхронных или межпланетных орбитах.

Низкая скорость снижения температуры связана с тремя неустраняемыми причинами — большой теплоемкостью элементов конструкции камер и инерционностью источников света, имитирующих космические условия; относительно высокой температурой теплопоглощающего агента (для жидкого азота, охлаждающего стенки камер — 196 °С по сравнению с —273 °С в космической среде); относительно малоэффективной отдачей тепла за счет собственного из-

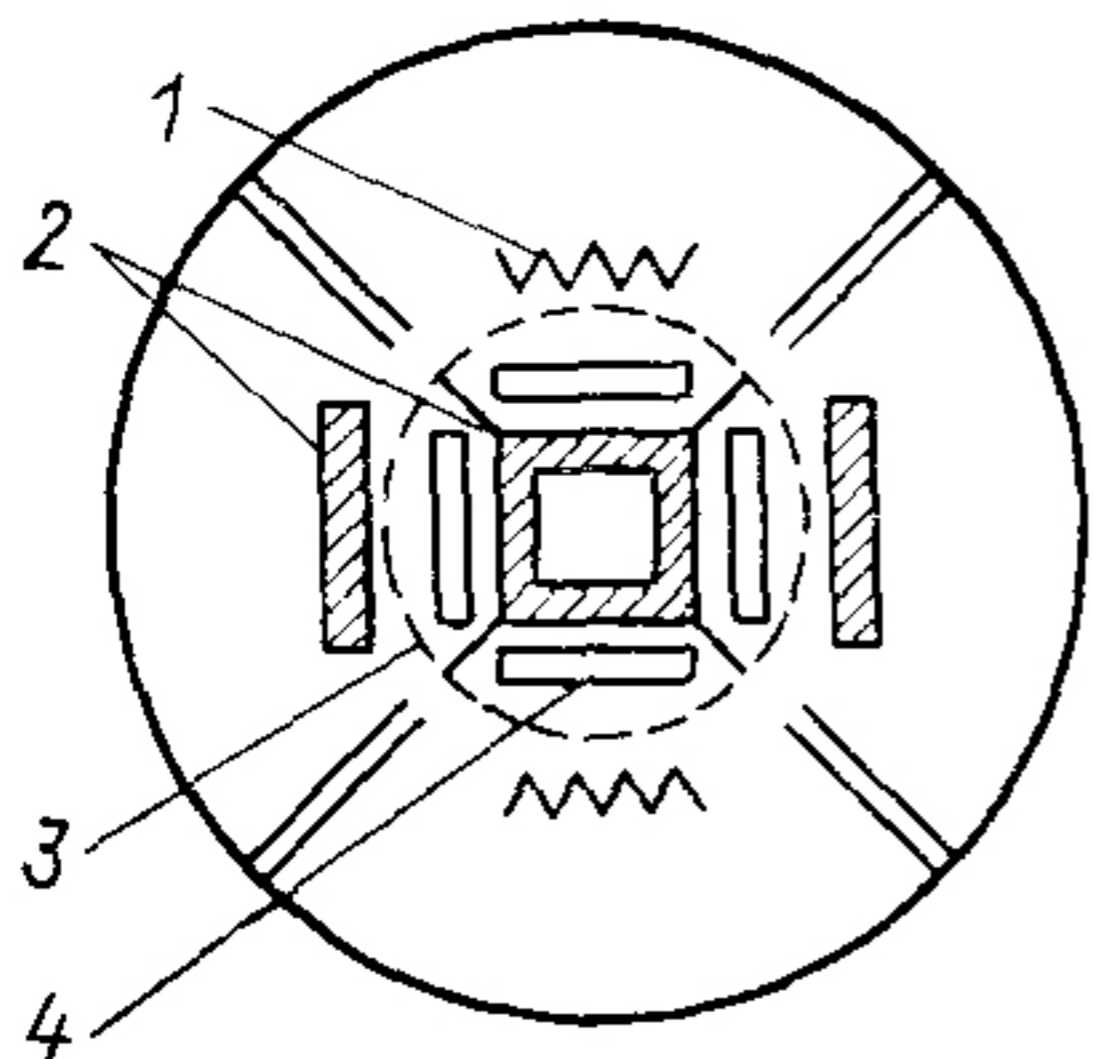


Рис. 4.39. Схема установки для скоростного термоциклирования в вакууме (вид сверху) [11, 12]:

1 — нагреватель; 2 — стенка, охлаждаемая жидким азотом; 3 — барабан, поворачивающийся на 90° , 4 — четыре испытуемых образца, обращенных рабочей поверхностью наружу

лучения (особенно при низких абсолютных значениях температуры).

Часто для быстрого снижения температуры и получения более низких ее значений непосредственно в вакуумную камеру вводят некоторое количество паров жидкого азота. Временную потерю вакуума, возникающую при этом, можно уменьшить, используя более высокопроизводительные вакуумные насосы.

На рис. 4.39 показано устройство одной из вакуумных установок для испытания на термоциклирование с высокой скоростью изменения температуры [12]. Барабан, разделенный на четыре секции, может вращаться вокруг оси на 90° вперед и назад. Внутренние стенки, которые в сечении образуют прямоугольник, охлаждаются жидким азотом. В каждой секции на некотором расстоянии от стенок размещаются панели солнечных батарей: две панели рабочей стороной к горячим нитям вольфрамовых нагревателей, две другие — к внешним неподвижным стенкам, также охлаждаемым жидким азотом. Стенки и нагреватели термостабилизированы. Жидкий азот, кипящий при нормальном давлении, охлаждает стенки до низкой температуры. Поворачивая барабан поочередно то в одно, то в другое положение, создают условия для термоциклирования. Два образца нагреваются и затем поддерживаются при равновесной температуре, в то время как два других образца охлаждаются до предельно возможной низкой температуры. Когда предельная температура получена, барабан поворачивается, и процессы нагрева и охлаждения повторяются у другой пары образцов. Панель батареи, состоящая из 250 солнечных элементов размером 2×4 см и включающая все остальные детали, которые участвуют в полете, охлаждается до температуры -110°C за 20 мин и до температуры -175°C за 2 ч. Прогрев до температуры 65°C осуществляется за 20 мин [12].

В циркуляционных воздушных камерах можно получить более быстрое изменение температуры. В таких камерах обычно предусмотрены меры по устранению влаги и кислорода. Однако этот метод дает лишь незначительный эффект. Воздушные камеры, в которых охлаждение полу-

чают за счет испарения жидкого азота, а нагрев электрическим способом, обеспечивают практически любой ход изменения температуры. Стоимость испытаний и их длительность можно снизить до 1% по сравнению с испытаниями в вакуумных камерах. Однако даже при хорошо контролируемых условиях испытаний в воздушных камерах износ шин и соединений происходит быстрее, чем в вакуумных камерах. Очевидно, наличие атмосферных составляющих играет значительную роль в испытаниях на термоциклирование.

Результаты измерения электрических параметров образцов после испытаний на термоциклирование показывают обычно, что происходит их деградация, возникающая из-за увеличения последовательного сопротивления элементов и соединяющих шин. Снижение электрических параметров в точке максимальной мощности, зависящее от предельных значений температуры и числа циклов, составляет обычно несколько процентов от исходной величины.

4.39. ОЦЕНКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

Точность измерений. Любые данные, полученные в результате измерений, независимо от того, насколько тщательно эти измерения проводились, не дают абсолютно точных сведений об измеряемой величине, и при повторных испытаниях результаты будут несколько иными. Статистический метод анализа позволяет не только понять причину этого явления, но и количественно оценить ожидаемый разброс.

Для примера предположим, что измеряем ток короткого замыкания $I_{к.з}$ солнечного элемента на имитаторе внеатмосферного солнечного излучения. Измеряемый ток представляет собой переменную величину. Значение тока, полученное по показаниям прибора, называют результатом измерения. Предположим, что плотность потока излучения имитатора, определенная с помощью эталонного солнечного элемента, который отградуирован на воздушном шаре, оказалась на 1% меньше требуемой. Следовательно, необходимо ввести поправку, составляющую 1%. Окончательный результат, установленный после коррекции, вносится в протокол измерений. Значение тока короткого замыкания $I'_{к.з}$, которое этот солнечный элемент будет иметь при полете в космосе, называют его истинным значением. Разница между измеренным $I_{к.з}$ и истинным $I'_{к.з}$ значениями — это погрешность измерения. До космического полета истинное значение $I'_{к.з}$ не известно, и можно лишь предположить, каким оно может быть. Таким образом результат измерения всегда содержит некоторую погрешность. Погрешность дает представление о неопределенности, с которой установлено значение измеряемой величины. Она оценивается исследователем на основе всех возможных

погрешностей, которые могут возникать в конкретном эксперименте. Погрешности могут быть разных типов:

1) случайные, возникающие, например, когда система стабилизации плотности потока излучения имитатора Солнца с запозданием реагирует на ее изменение или когда в механизме двухкоординатного самописца увеличивается трение;

2) систематические, связанные, например, с отличием спектра имитатора от спектра естественного солнечного излучения,

3) грубые, которые возникают, если, например, вместо четырехзондовой токосъемной головки используют двухзондовую с длинными проводами для подсоединения солнечного элемента к измерительной схеме

Практика показала, что погрешность измерения характеристик солнечных элементов невысока, хотя изредка могут возникать и очень большие погрешности. Последние приводят как к завышению, так и к занижению истинного значения измеряемой величины.

Погрешность измерений, указываемая обычно в литературе, носит вероятностный характер и пропорциональна квадратному корню из суммы квадратов погрешностей отдельных составляющих. В различных работах приводятся иногда значения погрешности, существенно отличающиеся между собой. Это связано с тем, что некоторые исследователи включают в рассмотрение не все источники погрешностей; данные по отдельным видам измерений вследствие одинаковости приборов и оборудования обычно полностью согласуются между собой.

Погрешности измерения. При использовании результатов проведенных испытаний следует отчетливо представлять, что из большого числа данных, характеризующих определенное изделие, каждое данное обычно получают на различных образцах, выбранных из разных партий выпускаемой продукции, и методами измерений, которые несколько отличаются друг от друга. Это иногда приводит к появлению данных, которые не согласуются между собой. Хорошо согласованные данные крайне необходимы в определенных случаях, например при сравнительном анализе или при выборе оптимальной конструкции на основе проведенных исследований.

Полная погрешность при прогнозировании космических характеристик солнечных батарей, основанная на результатах наземных измере-

Таблица 4.6. Погрешности определения космических характеристик солнечных батарей [13, 14]

Тип космического аппарата	Погрешность или отличие истинных значений от измеренных, %
Mariner (JPL)	$\pm 3,8$
EPTS-1 (General Electric)	2
Intelsat-III (TRW)	0—3
Intelsat-IV (Hughes)	1—2

ний отдельных частей батарей (панелей, модулей или цепочек элементов) и экстраполяции этих данных к космическим условиям с помощью ЭВМ, составляет в большинстве случаев несколько процентов (обычно менее 5 %). В табл. 4.6 приведены погрешности измерения характеристик солнечных батарей некоторых космических аппаратов. Погрешность растет при частичном затенении образцов и увеличении угла падения (определяемого относительно нормали) потока солнечного излучения.

Ошибки¹ при контроле качества продукции. Качество изготовления отдельных конструктивных элементов солнечных батарей и их характеристики подлежат контролю. Проверка проводится для выявления следующих дефектов.

- 1) неровного расположения покровных стекол на солнечных элементах;
- 2) трещин и сколов на элементах и покрытиях;
- 3) наплывов и пустот в клеящем составе;
- 4) дефектов пайки;
- 5) повреждений шинок и проводов.

Во время проверок невозможно обнаружить все существующие дефекты, даже если проверяющий персонал хорошо подготовлен и обучен. Ошибки, которые допускают контролеры, могут иметь следующий характер.

1. Преднамеренные ошибки. Это, как правило, фальсификация результатов измерений, выполняемая с определенной целью по инициативе самого контролера или под давлением администрации из-за нежелания установить факт неисправности.

2. Ошибки, связанные с индивидуальными особенностями проверяющего, включая личные пристрастия контролера (что обычно проявляется в спорных случаях); ошибки при округлении показаний прибора (когда шкала имеет нечеткие деления), ошибки от чрезмерной старательности.

3. Непреднамеренные ошибки, в том числе грубые ошибки или промахи (чаще случаются у неподготовленных лиц и редко — у контролеров); ошибки от усталости и утомления.

Надежность A проводимой контролером проверки можно оценить по процентному содержанию корректно определенных дефектов:

$$A = (d - k) / (d - k + b),$$

где d — число обнаруженных дефектов; k — число ошибочно забракованных деталей; b — число незамеченных дефектов. Разность $d - k$ представляет собой число дефектов, верно установленных контролером; $d - k + b$ — истинное число дефектов в проверяемой партии.

Пример расчета. Пусть проверяемая партия состоит из 10 000 солнечных элементов, смонтированных на панели. При контроле обнаруже-

¹ Термин «ошибка» в данном случае применяется для определения более широкого понятия, чем погрешность измерения. — *Прим. пер.*

но 92 покрытия с трещинами; забраковано 2 покрытия с трещинами, не обнаружено трещин, существующих в покрытиях 10 элементов. Согласно уравнению, приведенному выше, надежность контроля

$$A = (92 - 2) / (92 - 2 + 10) = 90 \%$$

Обычно истинное число дефектов $d - k - b$ неизвестно, поскольку мы не знаем, какое число дефектов не обнаружено. В предположении, что $k = 0$, истинное число дефектов \hat{N} можно определить из выражения

$$\hat{N} = d / A,$$

где d и A должны быть предварительно определены.

Для приведенного выше примера

$$\hat{N} = 2 / 0,9 = 102$$

и соответственно число необнаруженных дефектов $b_2 = 102 - 92 = 10$. Если провести вторую проверку с участием этого же или другого контролера, можно обнаружить дополнительное число дефектов $b_2 = b_1 A_2$ (при маркировке или учете дефектных покрытий). Для вышеприведенного примера, если $A_2 = 0,9$, то добавочно будет найдено $b_2 = 10 \cdot 0,9 = 9$ дефектных покрытий или в сумме за две проверки $92 + 9 = 101$ дефектное покрытие.

Если между этими двумя проверками панель испытывалась на воздействие окружающей среды, дополнительно обнаруженные 9 дефектных покрытий могут быть не связаны с проведенными испытаниями.

Надежность контроля качества изделий в условиях промышленного производства в значительной мере зависит от природы дефектов, удобства проведения проверки, четкости критериев годности и негодности деталей, наличия необходимого инструмента, хорошего освещения рабочего места, усталости и общего утомления контролирующего, его внутреннего состояния, монотонности и жесткости режима работы, общих условий работы, времени дня и т. д. Поэтому надежность контроля изменяется как от панели к панели, так и для одной и той же панели от раза к разу.

В литературе нет данных по надежности контроля качества солнечных элементов, но они, по-видимому, так же как и в других отраслях промышленности, заключены в пределах от 50 до 100 % и обычно составляют 80—90 %.

Рекомендации. Основываясь на всех рассуждениях, можно рекомендовать проводить контроль панелей до того, как батареи попадут в рабочие условия, по крайней мере 2 раза (лучше несколько раз).

Размер образца. Известно, что с увеличением размера образца (если элементы в испытуемом образце подбираются из всей выпускаемой продукции случайным образом) точность предсказания средних характеристик изделия повышается. Среднее значение m всей совокупности элементов всегда определяют на основе измеренного среднего значения выборки x ; однако всегда существует риск α , что x отличает-

ся от истинного значения m на величину d или больше. Или, наоборот, существует вероятность $1-\alpha$, что измеренное значение отличается от истинного на величину d или меньше. При постоянном значении погрешности d доверительная вероятность $1-\alpha$ зависит от числа элементов n в образце и от среднеквадратической погрешности σ совокупности элементов (если σ неизвестно, то используется величина¹ s). Эта зависимость выражается уравнением

$$n = z_p^2 \sigma^2 / d^2, \quad (4.1)$$

где переменная z_p зависит от выбираемого значения доверительной вероятности и определяется из таблиц интеграла вероятности.

Чтобы определить среднеквадратическую погрешность σ , которая необходима для расчетов по (4.1), рассматривалось большое число данных, полученных при изменении солнечных элементов. Анализ показал, что выбор образцов для испытаний серийной выпускаемой продукции редко носит случайный характер, поэтому часто комплект образцов статистически не отражает всей совокупности элементов. Однако средние значения характеристик и закон их распределения для всей совокупности (при исследовании большого числа различных партий продукции) известны достаточно хорошо по результатам измерений на предприятиях-изготовителях, по крайней мере, для электрических характеристик солнечных элементов при стандартных условиях (28 °С, одна солнечная постоянная, спектр АМ0). В период выпуска большого числа солнечных элементов (середина 70-х годов) электрические характеристики элементов распределялись по категориям (данные предприятий-изготовителей) следующим образом.

Номер категории	Минимальное значение тока при напряжении 0,425 В (с интервалом 0,004 А)	Номер категории	Минимальное значение тока при напряжении 0,425 В (с интервалом 0,004 А)
1	0,235	5	0,251
2	0,239	6	0,255
3	0,243	7	0,259
4	0,247		

Воспроизводимость результатов измерений составляла $\pm 0,002$ А, или половину диапазона значений тока внутри категории. Среднее значение тока и среднеквадратическая погрешность были соответственно равны:

$$m = 0,249 \text{ А}; \quad \sigma = 0,005 \text{ А},$$

¹ Величина s представляет собой квадратный корень из выборочной дисперсии (при относительно небольшом значении n), в то время как σ — квадратный корень из генеральной дисперсии (при статистически большом значении n) [13*]. — Прим пер.

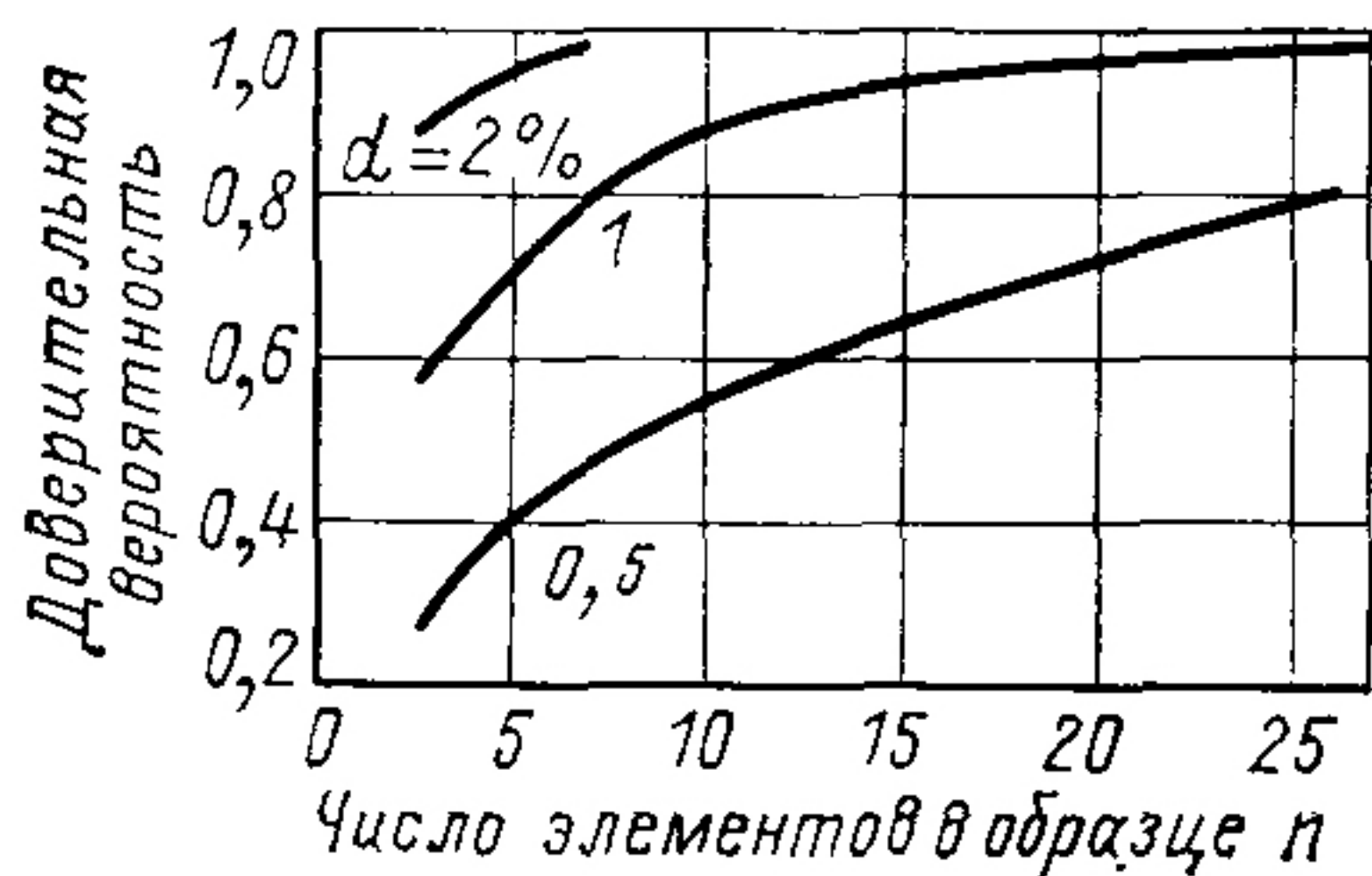


Рис. 4.40. Зависимость доверительной вероятности от числа элементов в образце при различных значениях допустимой погрешности d

определить, что для образца с числом элементов n при доверительной вероятности $1-\alpha$ среднее значение \bar{x} характеристики образца отличается от среднего значения для всей совокупности элементов не более чем на d .

при этом в пределы 6σ ($\pm 3\sigma$) входят все категории сортировки от 0,235 до 0,265 А. Зная m , можно выбрать d , соответствующее любой желаемой погрешности. Например, $d=0,00249$ А соответствует погрешности $\pm 1\%$.

С помощью уравнения (4.1) при известных σ , z_p и d вычислена зависимость доверительной вероятности $1-\alpha$ от числа элементов n в образце (рис. 4.40). Пользуясь графиком, можно

ГЛАВА 5

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

5.1. СРЕДА, ОКРУЖАЮЩАЯ СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ

В рабочих условиях батареи подвергаются воздействию солнечного излучения, климатических и биологических факторов (для наземных систем) и космических факторов (для внеатмосферных систем). Условия работы делят, с некоторым упрощением, на космические и наземные. Окружающая среда в том и другом случае состоит из отдельных элементов. Некоторые из них взаимосвязаны, другие действуют обособленно. Взаимосвязь элементов окружающей среды может быть синергитической и антисинергитической. При синергизме результат совместного действия превосходит суммарный эффект, который наблюдался бы при действии каждого элемента по отдельности. Антисинергизм, наоборот, смягчает влияние отдельных элементов.

Длительное пребывание в естественной среде обычно ведет к снижению работоспособности солнечных батарей. В наземных условиях батареи важно защитить от сильных ветров, от снега и оледенения, от коррозии, развитию которой способствуют влага, высокая температура и загрязнение, вносимые из воздуха. Космические батареи необходимо предохранить от повреждений при наземном обслуживании и запуске, хорошо защитить от космической радиации. Значительное снижение срока службы космических и наземных батарей вызывает циклическое изменение темпе-

ратуры, связанное с перерывами в облучении. Такие перерывы возникают при появлении облачности, с наступлением ночного времени, а в космосе — при вхождении в земную тень. Существует и много других явлений, оказывающих отрицательное влияние на солнечные батареи.

Благоприятно сказываются на работе наземных батарей низкая температура воздуха и умеренный ветер. В этих условиях к. п. д. солнечных элементов повышается.

5.2. СОЛНЦЕ

Солнце представляет собой гигантский термоядерный реактор, излучающий энергию подобно абсолютно черному телу при температуре 6000 К. Энергия исходит главным образом в форме электромагнитного излучения в спектральном диапазоне от коротких радиоволн длиной 30 м до рентгеновских лучей с длиной волны 10^{-10} м. Наибольшая часть энергии сосредоточена в видимой и инфракрасной областях спектра.

Земля движется вокруг Солнца по эллиптической орбите. Небольшая вытянутость орбиты порождает годовые колебания интенсивности солнечного излучения, достигающего Земли. Наклон¹ оси собственного вращения Земли, близкий к $23,5^\circ$, приводит к сезонным изменениям высоты Солнца над земным горизонтом. Диаметр Солнца составляет около $1,39 \cdot 10^9$ мм. С Земли Солнце выглядит диском с угловым размером $31^\circ 59'$. Это средний угловой диаметр; его годовое изменение составляет $\pm 1,7\%$.

5.3. СОЛНЕЧНАЯ ПОСТОЯННАЯ

Энергетическая освещенность поверхности, расположенной перпендикулярно солнечным лучам на среднем расстоянии от Земли до Солнца, т. е. на расстоянии одной астрономической единицы ($1 \text{ а. е.} = 1,496 \cdot 10^{11}$ м), называется солнечной постоянной. Интенсивность солнечного излучения на расстояниях, отличающихся от 1 а. е., обычно выражают в долях солнечной постоянной.

Значение солнечной постоянной пересматривалось много раз. С 1958 по 1972 г. в работах по фотоэлектричеству использовались данные, полученные Джонсоном: 1400 и 1396 Вт/м² [1]. В 1971 г. предложено значение солнечной постоянной, равное 1353 Вт/м²¹, или 1,940 кал_{тх} × см⁻² · мин⁻¹. Предполагаемая погрешность составляет

¹ Имеется в виду угол относительно нормали к плоскости орбиты Земли. — Прим. пер.

$\pm 2,1$ Вт/м², или $\pm 0,03$ кал_{тх}·см⁻²·мин⁻¹ (имеется в виду термохимическая калория). В обоих случаях значение солнечной постоянной соответствует энергетической освещенности на среднем расстоянии от Земли до Солнца на границе земной атмосферы.

Пересмотр значения солнечной постоянной сказывается только на оценке рабочей температуры солнечных батарей на орбите. На фотоэлектрических характеристиках эти изменения не отражаются, поскольку градуировка солнечных элементов проводится непосредственно под солнечным излучением в условиях, близких к космическим, когда даже не возникает необходимость определять интенсивность этого излучения. Таким образом, уточнение солнечной постоянной не связано с изменением ее действительного значения и соответственно не оказывает никакого влияния на оценку выходных параметров солнечных элементов в космосе.

Таблица 5.1. Плотность потока солнечного излучения на различных расстояниях Земли от Солнца

Дата	Плотность потока излучения ¹	
	мВт·см ⁻²	в долях солнечной постоянной
3.01 (перигелий)	139,9	1,0340
1.02	139,3	1,0296
1.03	137,8	1,0185
1.04	135,5	1,0015
1.05	133,2	0,9845
1.06	131,6	0,9727
4.07 (афелий)	130,9	0,9675
1.08	131,3	0,9704
1.09	132,9	0,9823
1.10	135,0	0,9978
1.11	137,4	1,0155
1.12	139,2	1,0288

¹ От года к году расстояние от Земли до Солнца для одной и той же даты изменяется; это влечет за собой изменение плотности потока излучения в пределах $\pm 0,1$ мВт·см⁻². Солнечная постоянная здесь принята равной 135,3 мВт см⁻².

Приведенные в табл. 5.1 данные, основанные на принятом стандарте солнечной постоянной, показывают, как изменяется интенсивность солнечного излучения с изменением расстояния от Земли до Солнца в течение года.

¹ В СССР принято использовать значение 1360 Вт/м², полученное авторами [1*]. — Прим. ред. пер.

В табл. 5.2 приведены соответствующие значения интенсивности излучения для других планет солнечной системы.

Спектральная плотность энергетической освещенности на расстоянии 1 а. е. от Солнца на границе земной атмос-

Таблица 5.2. Параметры орбит и плотность потока солнечного излучения на орбитах планет

Планета	Размер большой полуоси орбиты		Продолжительность звездного года, сут	Эксцентриситет орбиты на 1971 г	Плотность потока солнечного излучения на расстоянии большой полуоси ¹		Отношение максимальной интенсивности излучения к минимальной ²
	а е.	10 ⁶ км			в долях солнечной постоянной	мВт см ⁻²	
Меркурий	0,387099	57,91	87,9685	0,205629	6,6735	912,9	2,303
Венера	0,723332	108,21	224,700	0,006787	1,9113	258,6	1,028
Земля	1,000	149,60	365,257	0,016721	1,0000	135,3	1,069
Марс	1,52369	227,94	686,980	0,033379	0,4307	58,28	1,454
Юпитер	5,2028	778,3	4332,587	0,048122	0,03695	4,999	1,212
Сатурн	9,540	1427	10759,20	0,052919	0,01099	1,487	1,236
Уран	19,18	2869	30 685	0,049363	0,002718	0,3678	1,218
Нептун	30,07	4498	60 188	0,004362	0,001106	0,1495	1,016
Плутон	39,44	5900	90 700	0,252330	0,000543	0,0870	2,806

¹ Плотность потока солнечного излучения пропорциональна $1/R^2$ в долях солнечной постоянной и $135,3/R^2$ в мВт см⁻², где R —большая полуось орбиты планеты

² Значение эксцентриситета изменяется во времени; отношение плотностей потока солнечного излучения в перигелии и афелии вычислено в предположении постоянства эксцентриситета

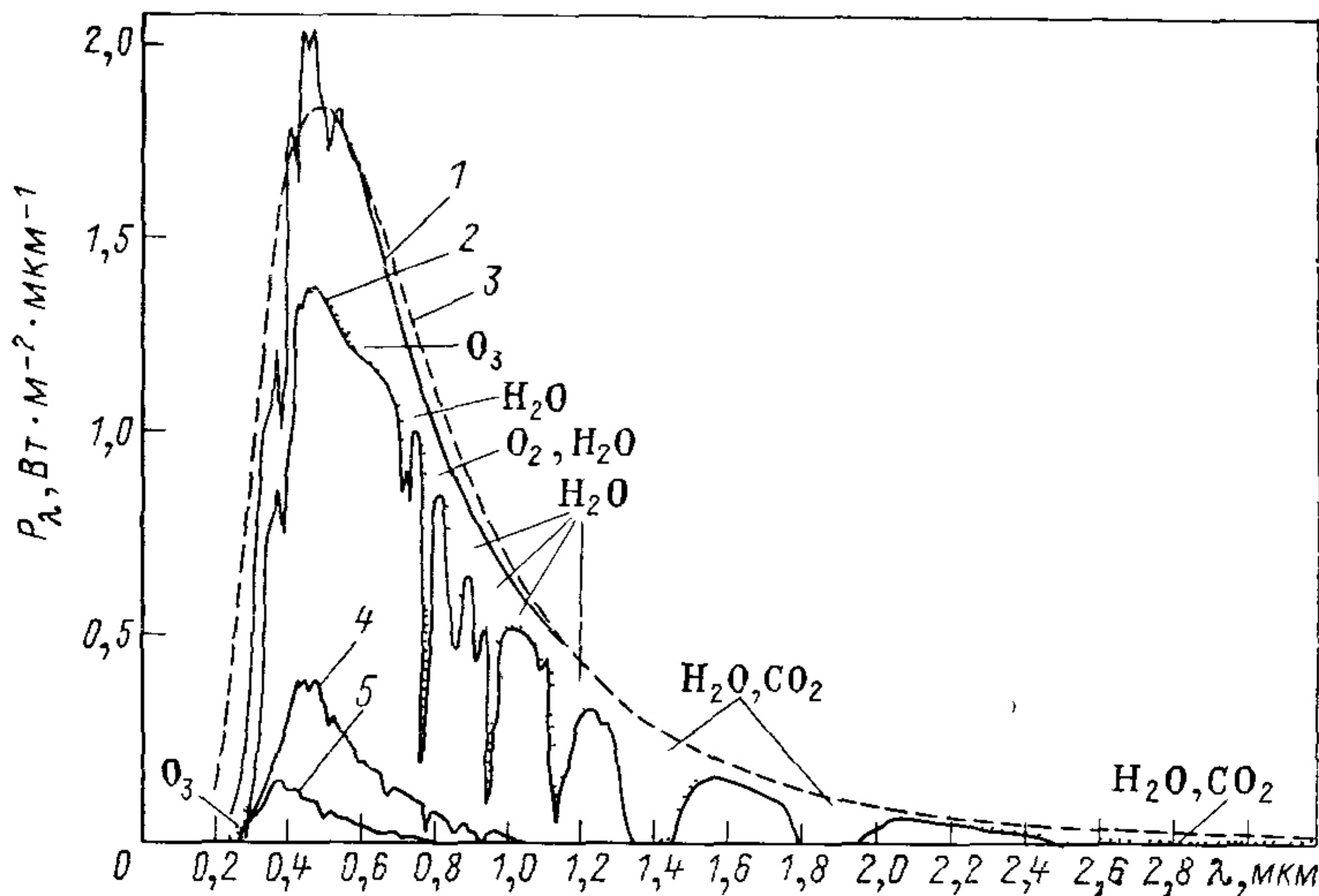


Рис 5.1 Спектральное распределение энергии солнечного излучения [6]: 1 — солнечное излучение за пределами атмосферы; 2 — солнечное излучение на уровне моря; 3 — излучение черного тела при 5900 К; 4 — рассеянный поток (дымка); 5 — рассеянный поток (ясное небо)

Таблица 5.3. Спектральная плотность потока излучения на расстоянии 1 а. е. от Солнца (солнечная постоянная равна $135,30 \text{ мВт} \cdot \text{см}^{-2}$)¹

Длина волны, мкм	Средняя плотность энергетической освещенности P_λ , $\text{Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{мкм}^{-1}$	Площадь A_λ под кривой в интервале от 0 до λ , $\text{мВт} \cdot \text{см}^{-2}$	Доля солнечной постоянной D_λ , приходящаяся на интервал от 0 до λ , %
0,120	0,000010	0,00059993	0,00044
0,140	0,000003	0,00073000	0,00054
0,150	0,000007	0,00072000	0,00058
0,160	0,000023	0,00093000	0,00069
0,170	0,000063	0,00135000	0,00101
0,180	0,000125	0,00230000	0,00170
0,190	0,000271	0,00428000	0,00316
0,200	0,00107	0,010985	0,0081
0,210	0,00229	0,027785	0,0205
0,220	0,00575	0,067985	0,0502
0,225	0,00649	0,098585	0,0729
0,230	0,00667	0,131485	0,0972
0,235	0,00593	0,162985	0,1205
0,240	0,00630	0,193560	0,1430
0,245	0,00723	0,227385	0,1681
0,250	0,00704	0,263060	0,1944
0,255	0,0104	0,306660	0,2267
0,260	0,0130	0,265160	0,270
0,265	0,0185	0,443910	0,328
0,270	0,0232	0,548160	0,405
0,275	0,0204	0,657160	0,486
0,280	0,0222	0,763660	0,564
0,285	0,0315	0,897910	0,644
0,290	0,0482	1,09716	0,811
0,295	0,0584	1,36366	1,008
0,300	0,0514	1,63816	1,211
0,305	0,0603	1,91741	1,417
0,310	0,0689	2,24041	1,656
0,315	0,0764	2,60366	1,924
0,320	0,0830	3,00216	2,219
0,325	0,0975	3,45341	2,552
0,330	0,1059	3,96191	2,928
0,335	0,1081	4,49691	3,324
0,340	0,1074	5,03566	3,722
0,345	0,1069	5,57141	4,118
0,350	0,1093	6,11191	4,517
0,355	0,1083	6,65591	4,919
0,360	0,1068	7,19366	5,317
0,365	0,1132	7,74366	5,723
0,370	0,1181	8,32191	6,151
0,375	0,1157	8,90641	6,583
0,380	0,1120	9,47566	7,003

Длина волны, мкм	Средняя плотность энергетической ос- вещенности P_λ , Вт см ⁻² ·мкм ⁻¹	Площадь A_λ под кри- вой в интервале от 0 до λ , мВт·см ⁻²	Доля солнечной по- стоянной D_λ , прихо- дящаяся на интервал от 0 до λ , %
0,385	0,1098	10,0302	7,413
0,390	0,1098	10,5792	7,819
0,395	0,1189	11,1509	8,242
0,400	0,1429	11,8054	8,725
0,405	0,1644	12,5737	9,293
0,410	0,1751	13,4224	9,920
0,415	0,1774	14,3037	10,572
0,420	0,1747	15,1839	11,222
0,425	0,1693	16,0439	11,858
0,430	0,1639	16,8769	12,474
0,435	0,1663	17,7024	13,084
0,440	0,1810	18,5707	13,726
0,445	0,1922	19,5037	14,415
0,450	0,2006	20,4857	15,141
0,455	0,2057	21,5014	15,892
0,460	0,2066	22,5322	16,653
0,465	0,2048	23,5607	17,414
0,470	0,2033	24,5809	18,168
0,475	0,2044	25,6002	18,921
0,480	0,2074	26,6297	19,682
0,485	0,1976	27,6422	20,430
0,490	0,1950	28,6237	21,156
0,495	0,1960	29,6012	21,878
0,500	0,1942	30,5767	22,599
0,505	0,1920	31,5422	23,313
0,510	0,1882	32,4927	24,015
0,515	0,1833	33,4214	24,702
0,520	0,1833	34,3379	25,379
0,525	0,1852	35,2592	26,060
0,530	0,1842	36,1827	26,743
0,535	0,1818	37,0977	27,419
0,540	0,1783	37,9979	28,084
0,545	0,1754	38,8822	28,738
0,550	0,1725	39,7519	29,381
0,555	0,1720	40,6132	30,017
0,560	0,1695	41,4669	30,648
0,565	0,1705	42,3169	31,276
0,570	0,1712	43,1712	31,908
0,575	0,1719	44,0289	32,542
0,580	0,1715	44,8874	33,176
0,585	0,1712	45,7442	33,809
0,590	0,1700	46,5972	34,440
0,595	0,1682	47,4427	35,065
0,600	0,1666	48,2797	35,683
0,605	0,1647	49,1079	36,296

Длина волны, мкм	Средняя плотность энергетической освещенности P_λ , Вт см ⁻² мкм ⁻¹	Площадь A_λ под кривой в интервале от 0 до λ , мВт см ⁻²	Доля солнечной постоянной D_λ , приходящаяся на интервал от 0 до λ , %
0,610	0,1635	49,9284	36,902
0,620	0,1602	51,5469	38,098
0,630	0,1570	53,1329	39,270
0,640	0,1544	54,6899	40,421
0,650	0,1511	56,2174	41,550
0,660	0,1486	57,7159	42,658
0,670	0,1456	59,1869	43,745
0,680	0,1427	60,6284	44,810
0,690	0,1402	62,0429	45,856
0,700	0,1369	63,4284	46,880
0,710	0,1344	64,7849	47,882
0,720	0,1314	66,1139	48,865
0,730	0,1290	67,4159	49,827
0,740	0,1260	68,6909	50,769
0,750	0,1235	69,9384	51,691
0,800	0,1107	75,7934	56,019
0,850	0,0988	81,0309	59,890
0,900	0,0889	85,7234	63,358
0,950	0,0835	90,0334	66,544
1,000	0,0746	93,9859	69,465
1,100	0,0592	100,676	74,409
1,120	0,0484	106,056	78,386
1,300	0,0396	110,456	81,638
1,400	0,0336	114,116	84,313
1,500	0,0287	117,231	86,645
1,600	0,0244	119,886	88,607
1,700	0,0202	122,116	90,256
1,800	0,0159	123,921	91,590
1,900	0,0126	125,346	92,643
2,000	0,0103	126,491	93,489
2,100	0,0090	127,456	94,202
2,200	0,0079	128,301	94,827
2,300	0,0068	129,036	95,370
2,400	0,0064	129,696	95,858
2,500	0,0054	130,286	96,291
2,600	0,0048	130,796	96,671
2,700	0,0043	131,251	97,007
2,800	0,00390	131,661	97,3104
2,900	0,00350	132,031	97,5838
3,000	0,00310	132,361	97,8277
3,100	0,00260	132,646	98,0384
3,200	0,00226	132,889	98,2180
3,300	0,00192	133,098	98,3724

Длина волны, мкм	Средняя плотность энергетической освещенности P_λ , Вт см ⁻² мкм ⁻¹	Площадь A_λ под кривой в интервале от 0 до λ , мВт см ⁻²	Доля солнечной постоянной D_λ , приходящая на интервал от 0 до λ , %
3,400	0,00166	133,277	98,5047
3,500	0,00146	133,433	98,6200
3,600	0,00135	133,573	98,7239
3,700	0,00123	133,702	98,8192
3,800	0,00111	133,819	98,9057
3,900	0,00103	133,926	98,9848
4,000	0,00095	134,025	99,0580
4,100	0,00087	134,116	99,1252
4,200	0,00078	134,199	99,1862
4,300	0,00071	134,273	99,2412
4,400	0,00065	134,341	99,2915
4,500	0,00059	134,403	99,3373
4,600	0,00053	134,459	99,3787
4,700	0,00048	134,510	99,4160
4,800	0,00045	134,556	99,4504
4,900	0,00041	134,599	99,482195
5,000	0,0003830	134,63906	99,511500
6,000	0,0001750	134,91806	99,717709
7,000	0,0000990	135,05506	99,818965
8,000	0,0000600	135,13456	99,877724
9,000	0,0000380	135,18356	99,913939
10,000	0,0000250	135,21506	99,937221
11,000	0,0000170	135,23606	99,952742
12,000	0,0000120	135,25056	99,963459
13,000	0,0000087	135,26091	99,971109
14,000	0,0000055	135,26801	99,976356
15,000	0,0000049	135,27321	99,980200
16,000	0,0000038	135,27756	99,983415
17,000	0,0000031	135,28101	99,985965
18,000	0,0000024	135,28376	99,987997
19,000	0,0000020	135,28596	99,989623
20,000	0,0000016	135,28776	99,990953
25,000	0,000000610	135,29328	99,995037
30,000	0,000000300	135,29556	99,996718
35,000	0,000000160	135,29671	99,997568
40,000	0,000000094	135,29735	99,998038
50,000	0,000000038	135,29801	99,998525
60,000	0,000000019	135,29829	99,998736
80,000	0,000000007	135,29855	99,998928
100,000	0,000000003	135,29865	99,999002
1000,000	0,000000000	135,30000	100,000000

¹ В спектральной области 0,3—0,75 мкм интервал усреднения составляет 0,01 мкм, в области 0,75—1,0 мкм—0,05 мкм, в области 1,0—5,0 мкм—0,1 мкм.

феры приведена в табл. 5.3 и на рис.5.1. В диапазоне длин волн от 0,3 до 3 мкм погрешность, по-видимому, составляет $\pm 5\%$, вне этой спектральной области погрешность выше. На рис. 5.1 показано также спектральное распределение энергии солнечного излучения на поверхности Земли и отмечено, какими составляющими атмосферы вызывается каждая полоса поглощения.

5.4. АЛЬБЕДО

Альbedo поверхности — это отношение потока излучения, отраженного этой поверхностью в окружающее пространство, к потоку, упавшему на нее. Солнечное излучение, поступающее к Земле, отражается от ее поверхности, от облаков, рассеивается атмосферой. Отраженное излучение влияет на работу солнечных батарей: с одной стороны, дополнительный поток энергии увеличивает температуру

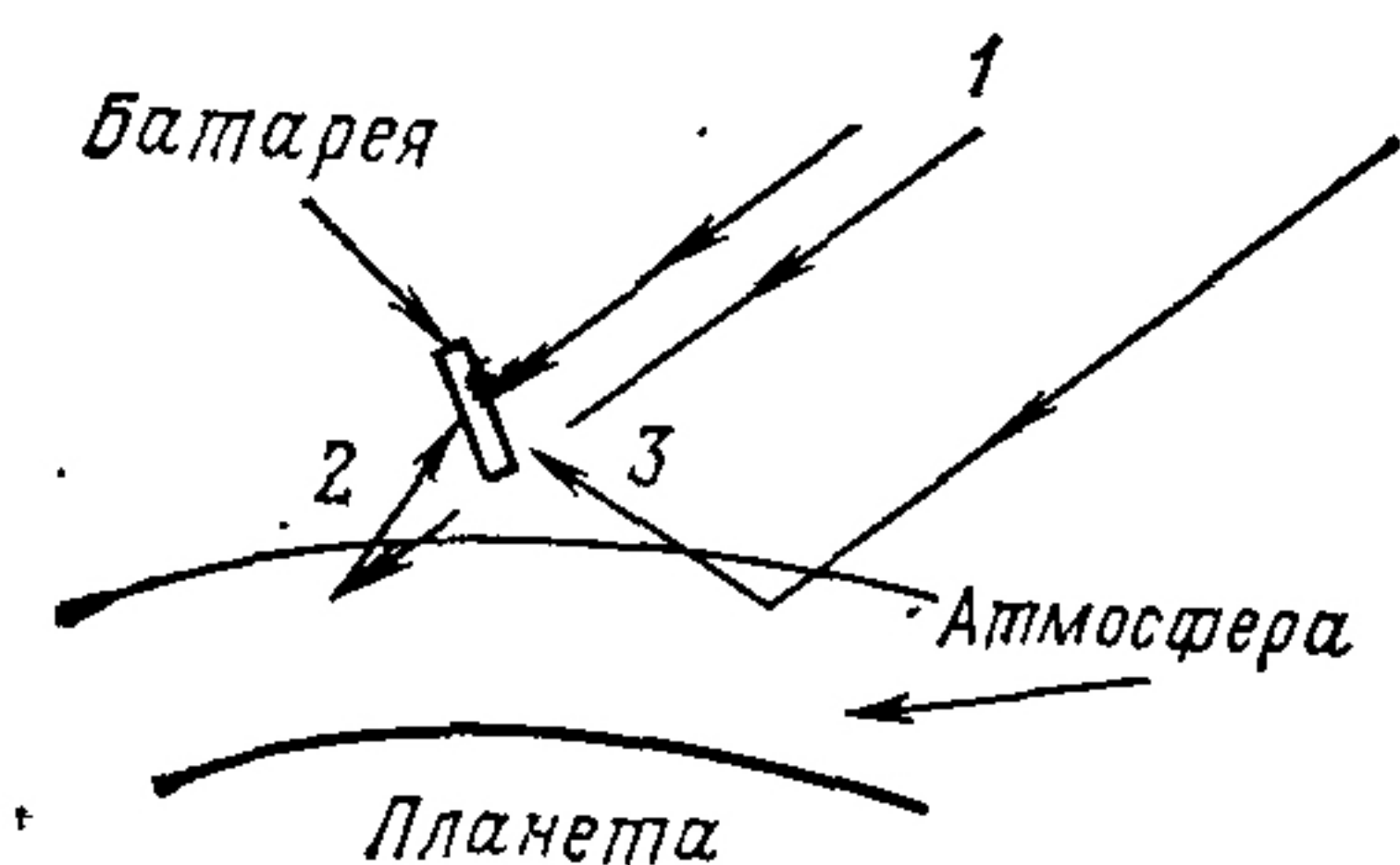


Рис. 5.2.

Рис. 5.2. Воздействие отраженного солнечного излучения на батарею: 1 — солнечное излучение; 2 — отраженное излучение, вызывающее нагрев; 3 — отраженное излучение, освещающее батарею и вызывающее нагрев

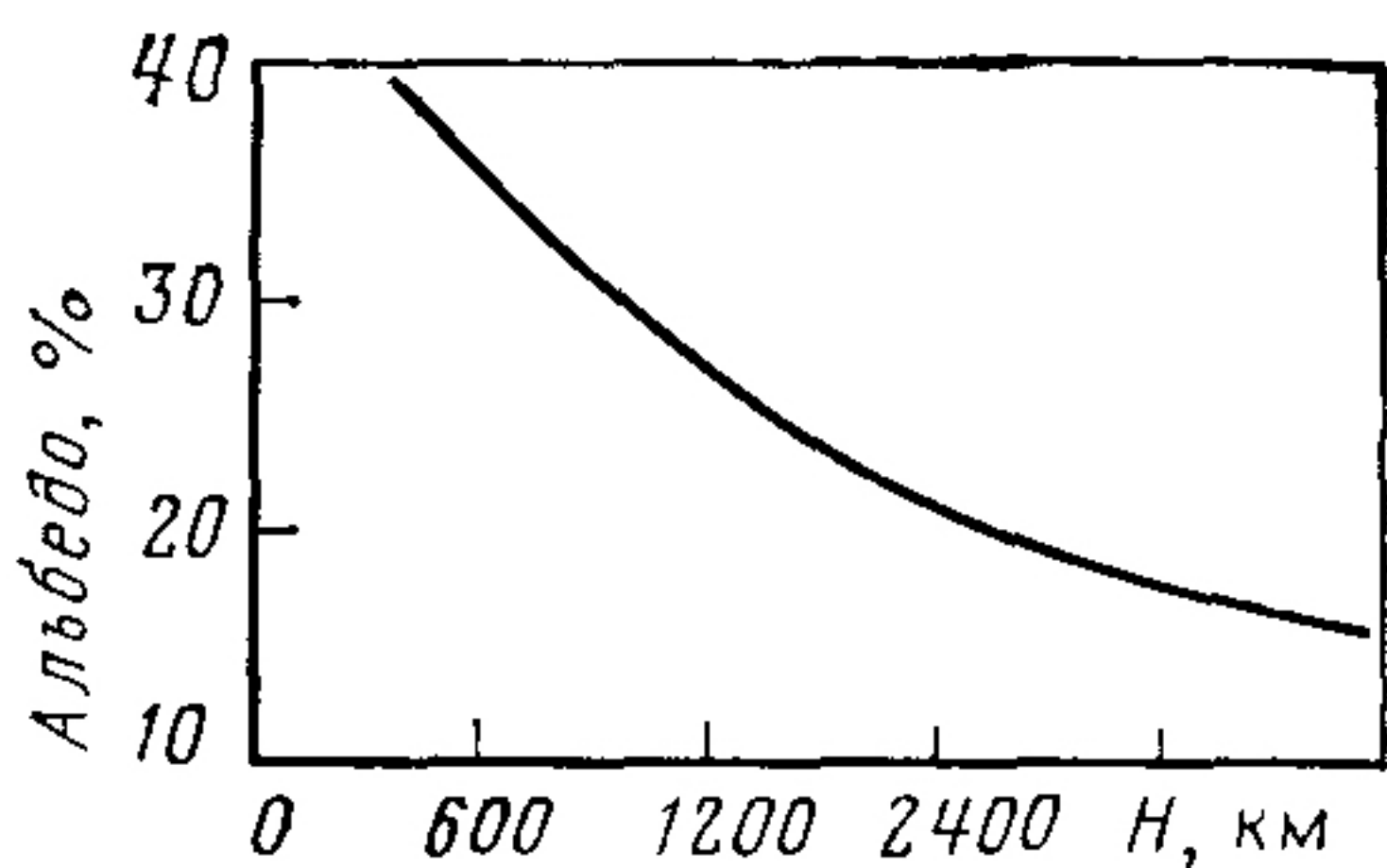


Рис. 5.3.

Рис. 5.3. Зависимость максимального вклада отраженного излучения в ток солнечного элемента от высоты круговой орбиты (расчетные значения для модели Земли с однородным диффузным отражением при альbedo 0,34 [7])

батареи, снижая к. п. д., с другой стороны, если энергия отраженного излучения сосредоточена в спектральном диапазоне, совпадающем с областью чувствительности солнечных элементов, то выходная мощность батареи увеличивается. Однако чтобы с успехом использовать отраженное излучение, батарею необходимо определенным образом расположить в пространстве (рис. 5.2) ¹.

На рис. 5.3 показано, какой вклад в выходную мощность солнечных элементов может дать отраженное излучение. Кривая получена на основе вычислений, в которых

¹ Разработанные советскими учеными двухсторонние солнечные батареи используют отраженное от Земли излучение практически при любой ориентации плоских выносных панелей солнечных батарей [2*, 3*]. — Прим. ред. пер.

предполагалось, что батарея ориентирована к Земле, а оптические характеристики Земли такие же, как и у однородной диффузно отражающей поверхности с коэффициентом отражения 0,34. Кроме того, принималось, что спектр отраженного излучения подобен спектру солнечного излучения у поверхности Земли при атмосферной массе, равной единице¹. На теневой стороне Земли альбедо равно нулю.

5.5. ДАВЛЕНИЕ СОЛНЕЧНЫХ ЛУЧЕЙ

Освещение поверхности лучами Солнца равнозначно ее бомбардировке солнечными фотонами. Импульсы фотонов, равные произведению их массы на скорость, при столкновении фотонов с поверхностью сохраняются, в результате давление лучей на хорошо отражающую поверхность намного больше, чем на поглощающую.

Для примера рассмотрим небольшую площадку dA (рис. 5.4). Из центра площадки восстановлен по нормали единичный вектор \mathbf{n} , а также проведен единичный вектор \mathbf{s} , направленный на Солнце. Сила, действующая на площадку, есть результат двух составляющих: одна, обозначенная \mathbf{K} , направлена против \mathbf{n} , другая — \mathbf{L} — действует в плоскости площадки, стремясь сдвинуть ее в сторону. В векторной форме равнодействующая сила равна:

$$d\mathbf{F} = \mathbf{K} + \mathbf{L},$$

где

$$\mathbf{K} = P_c (1 + \rho) (\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n} dA;$$

$$\mathbf{L} = -P_c (1 - \rho) (\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) [\mathbf{n} \times (\mathbf{s} \times \mathbf{n})] dA;$$

ρ — коэффициент отражения; P_c — постоянная давления солнечных лучей. Значение P_c пропорционально солнечной постоянной и на расстоянии 1 а. е. от Солнца составляет около $4,5 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}^{-2}$. Абсолютное значение сил $d\mathbf{F}$ и \mathbf{K} связано с коэффициентом отражения через член, равный $(1 + \rho)$. Для хорошо отражающей поверхности $\rho = 1$. Для черных поверхностей $\rho = 0$, и в этом случае абсолютное значение силы $d\mathbf{F}$ вдвое больше.

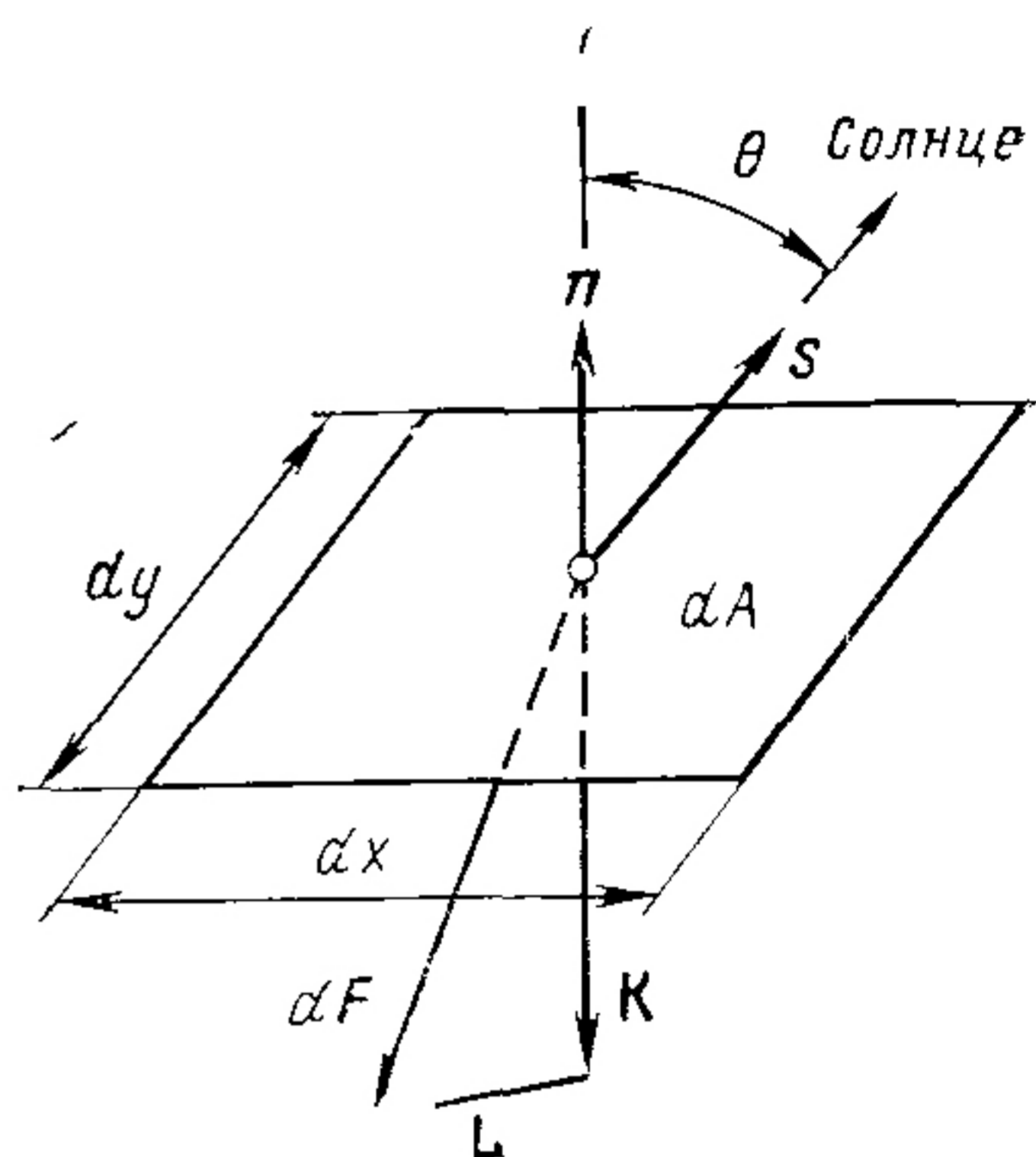


Рис. 5.4. Давление солнечных лучей

¹ Спектральный состав отраженного излучения приведен в работах [4*, 5*]. — Прим. ред. пер.

Произведение векторов $s \cdot n = \cos \theta$, поэтому вертикальная составляющая силы, пропорциональная $\cos^2 \theta$, максимальна при $\theta = 0^\circ$ (лучи падают по нормали) и с увеличением угла наклона быстро уменьшается.

5.6. СОЛНЕЧНОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ У ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

По оптическим свойствам атмосфера Земли представляет собой селективный светофильтр, который изменяет характеристики космического солнечного излучения. Если поток излучения проходит атмосферу по нормали к земной поверхности до точки, расположенной на уровне моря, говорят, что его оптический путь равен атмосферной массе один (AM1). Длину оптического пути наклонных лучей

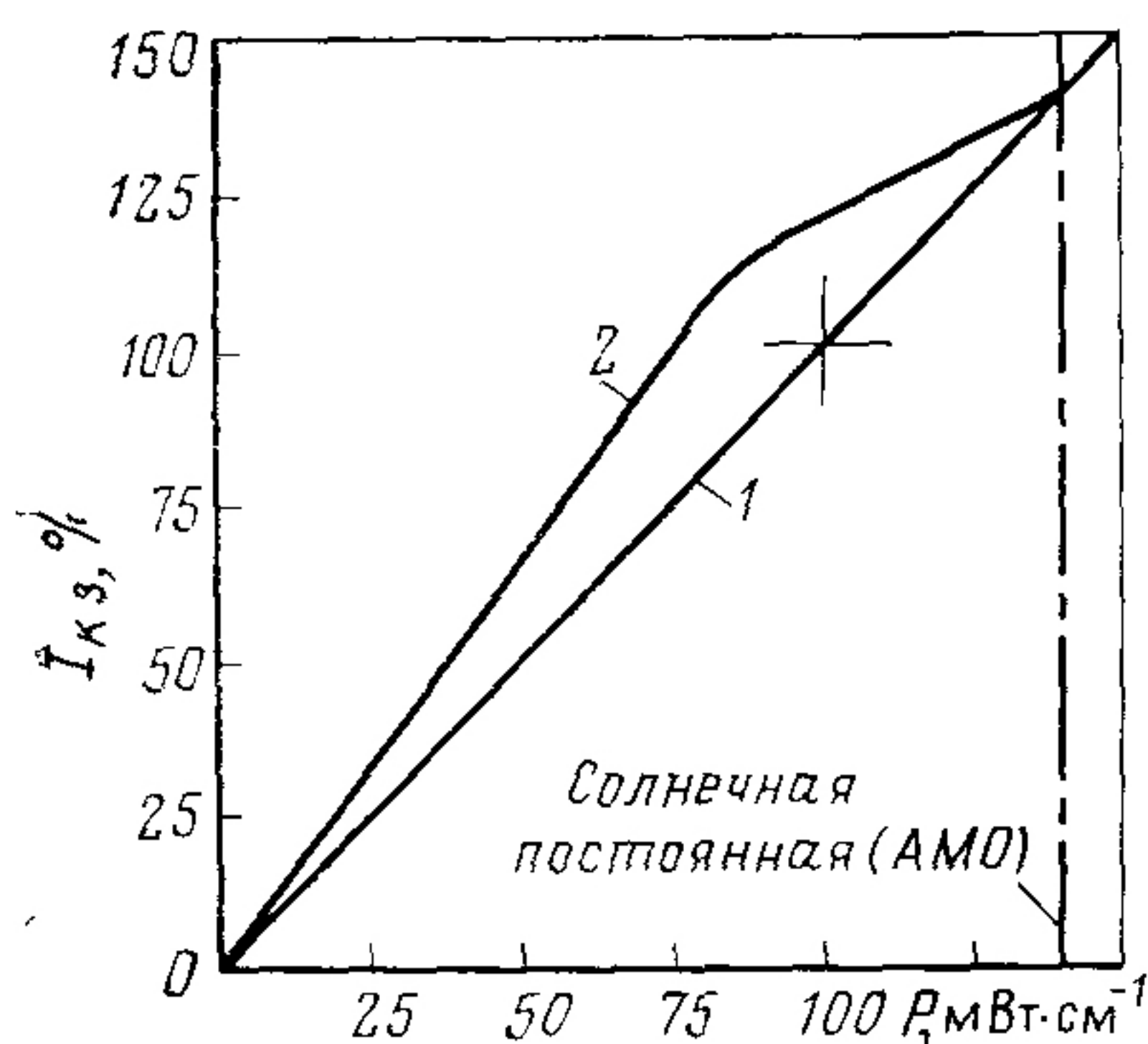


Рис. 5.5. Зависимость тока короткого замыкания солнечного элемента от плотности потока излучения (в коллимированном пучке, падающем по нормали на солнечный элемент и на пиргелиометр нормального падения):

1 — спектральное распределение излучения, соответствующее AM0; 2 — спектральное распределение излучения, близкое к AM1 (положение точки перегиба кривой и ее наклон зависят от спектральной чувствительности солнечного элемента и реальной атмосферной массы)

определяют по отношению к длине пути при AM1. В случае если излучение не ослабляется атмосферой, оптическая атмосферная масса равна нулю (AM0). Как видно из рис. 5.1 и 5.5, оптическое пропускание атмосферы нелинейно зависит от атмосферной массы. Энергетическая освещенность, создаваемая прямым потоком солнечного излучения на поверхности Земли на уровне моря в полдень при ясном небе, близка к 100 мВт/см^2 , а за пределами атмосферы (т. е. при AM0) равна $135,3 \text{ мВт/см}^2$. Ток короткого замыкания кремниевого солнечного элемента при AM0, однако, составляет на $135,3\%$ своего значения на уровне моря, а всего около 120% . Несоответствие возникает из-за изменения спектра наземного солнечного излучения под влиянием атмосферы. На рис. 5.5 хорошо видно, что наиболее резко отличаются между собой токи солнечного элемента при AM0 и AM1. По графику легко оценить, насколько эффективнее для кремниевых солнечных элементов излучение при AM1, чем при AM0. Действительно, в ко-

ротковолновой области спектра энергия излучения при АМ1 значительно слабее, чем при АМ0, и, следовательно, доля длинноволновой энергии, к которой солнечный элемент более чувствителен, выше (см. рис. 5.1).

Количество солнечного излучения, поступающего к поверхности Земли в определенном географическом районе, называют инсоляцией. Инсоляция зависит от широты местности и местного климата, уровня загрязнения воздуха, изменяется также с сезонными колебаниями расстояния от Земли до Солнца, зависит от атмосферной массы. Инсоляцию обычно выражают средними значениями количества солнечного излучения за год (или несколько лет), месяц, день или за небольшие промежутки времени в течение одного типичного дня. Как правило, этой информации не хватает для выбора параметров солнечной батареи. При проектировании батарей необходимо знать вероятный ход изменения погодных условий в местности, где предполагается ее работа, для чего необходим анализ состояния погоды за 10—50 лет, а, возможно, даже и за более длительное время. На сегодняшний день еще недостаточно сведений по инсоляции для проектирования солнечных батарей оптимального размера и, следовательно, наименьшей стоимости. Фотоэлектрические системы должны разрабатываться одновременно с устройствами аккумуляции энергии, при этом необходимо учитывать наиболее неблагоприятное сочетание мощности нагрузки, интенсивности излучения и погодных условий. Однако, в настоящее время еще не хватает статистических данных по инсоляции, чтобы проектирование систем вести на основе такого принципа, поэтому конструктору приходится подбирать по своему усмотрению и с некоторым риском параметры батареи, чтобы обеспечить требования технических условий.

Сейчас предпринимаются усилия по расширению работы существующей сети метеостанций, на которых регистрируется инсоляция. В большинстве случаев на этих станциях записывается только суммарный поток солнечного излучения, падающий на горизонтальную поверхность, для чего применяются широкополосные радиометры. Прямой поток излучения определяют путем непосредственных измерений довольно редко, обычно его вычисляют по результатам измерения рассеянного излучения неба. Сведения по инсоляции, которые широко используются в настоящее время, собраны Службой данных по окружающей среде Национального климатического центра при Национальной администрации по океану и атмосфере (НОАА) Министерства торговли США (г. Ашвилл, шт. Северная Каролина). Ана-

лиз собранного материала позволил разработать Основные аэрокосмические данные по инсоляции, которыми располагает корпорация Aerospace Corporation, El Segundo, шт. Калифорния.

Из этих данных выведены сведения о среднемесячной и среднегодовой инсоляции за 1962 и 1963 гг. для шести

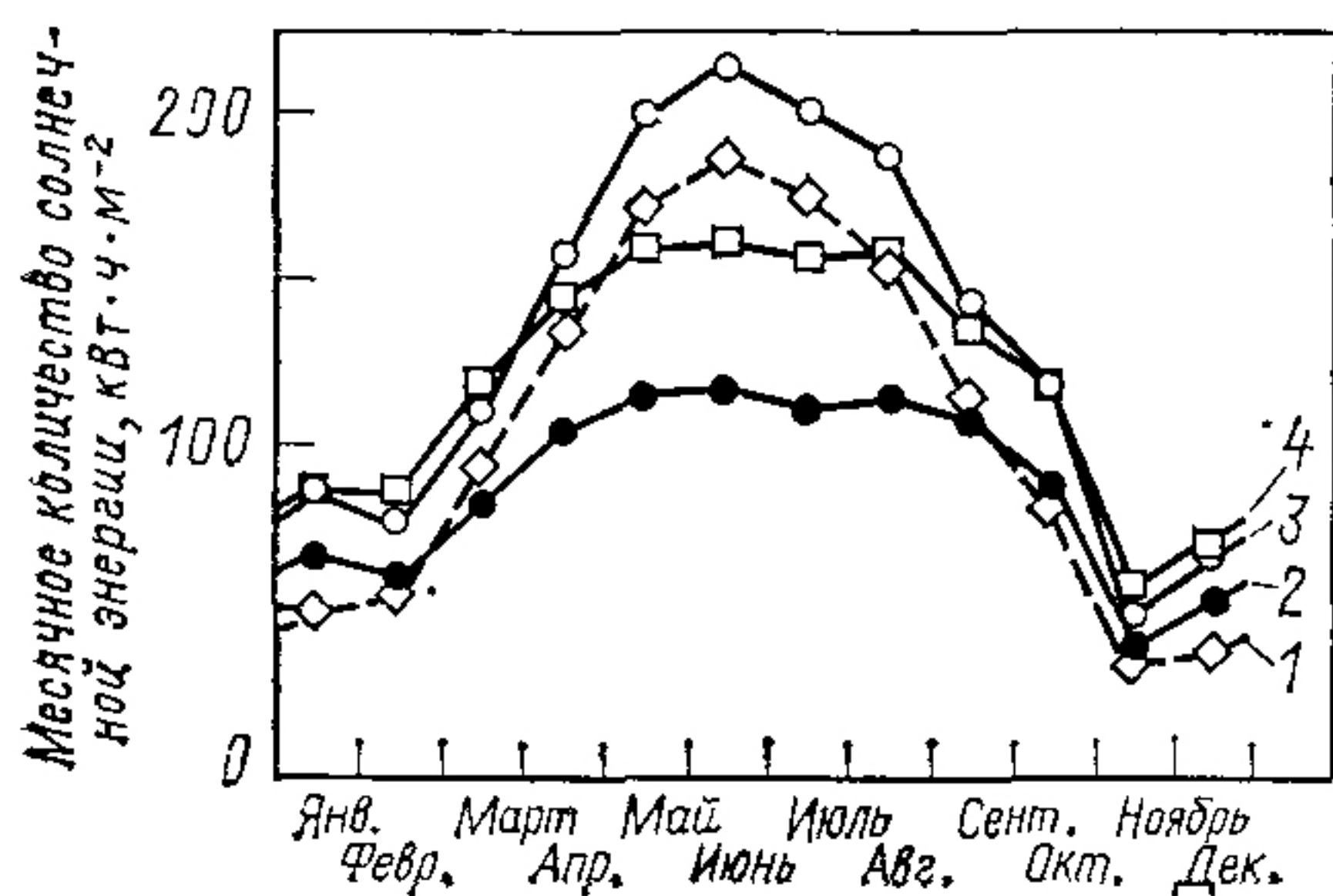
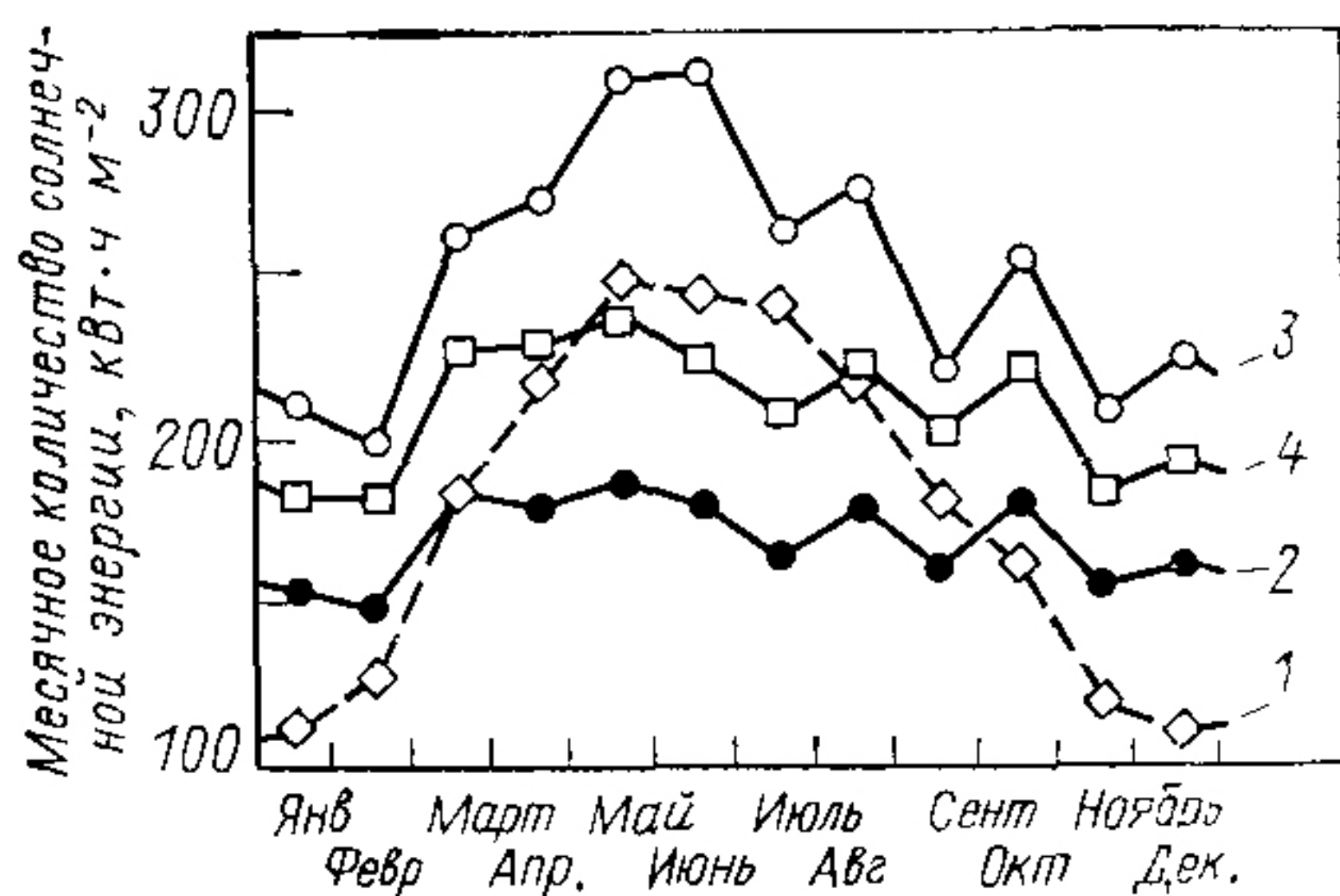


Рис. 5.6. Инсоляция в Кливленде, шт. Огайо:

1 — суммарный поток на горизонтальную плоскость; 2 и 4 — суммарный и соответственно прямой поток на площадку, установленную в постоянном положении с наклоном к югу на угол, равный широте местности; 3 — прямой поток на площадку, имеющую постоянное слежение за Солнцем по азимуту и высоте

вариантов расположения приемной площадки. Изменение среднемесячной инсоляции на одной из самых низких станций и на станции, занимающей третье или четвертое место по высоте, показано на рис. 5.6 и 5.7.

Рис. 5.7. Инсоляция в Альбукерке, шт. Нью-Мексико (обозначения те же, что и на рис. 5.6)



Энергию, получаемую от батареи, можно использовать в практических целях лишь в том случае, если мощность на ее выходе, а соответственно и плотность потока поступающего излучения, установились ниже определенного уровня. Поэтому конструктору важно знать, в течение какого времени солнечное излучение имеет достаточно высокую плотность потока. Изучение экспериментальных результатов позволило определить среднее число часов в год, в течение которых плотность потока солнечного излучения находится на одном уровне. Суточные изменения плотности потока излучения для трех типичных дней (ясного, с частичной облачностью, облачного) показаны на рис. 5.8—5.10.

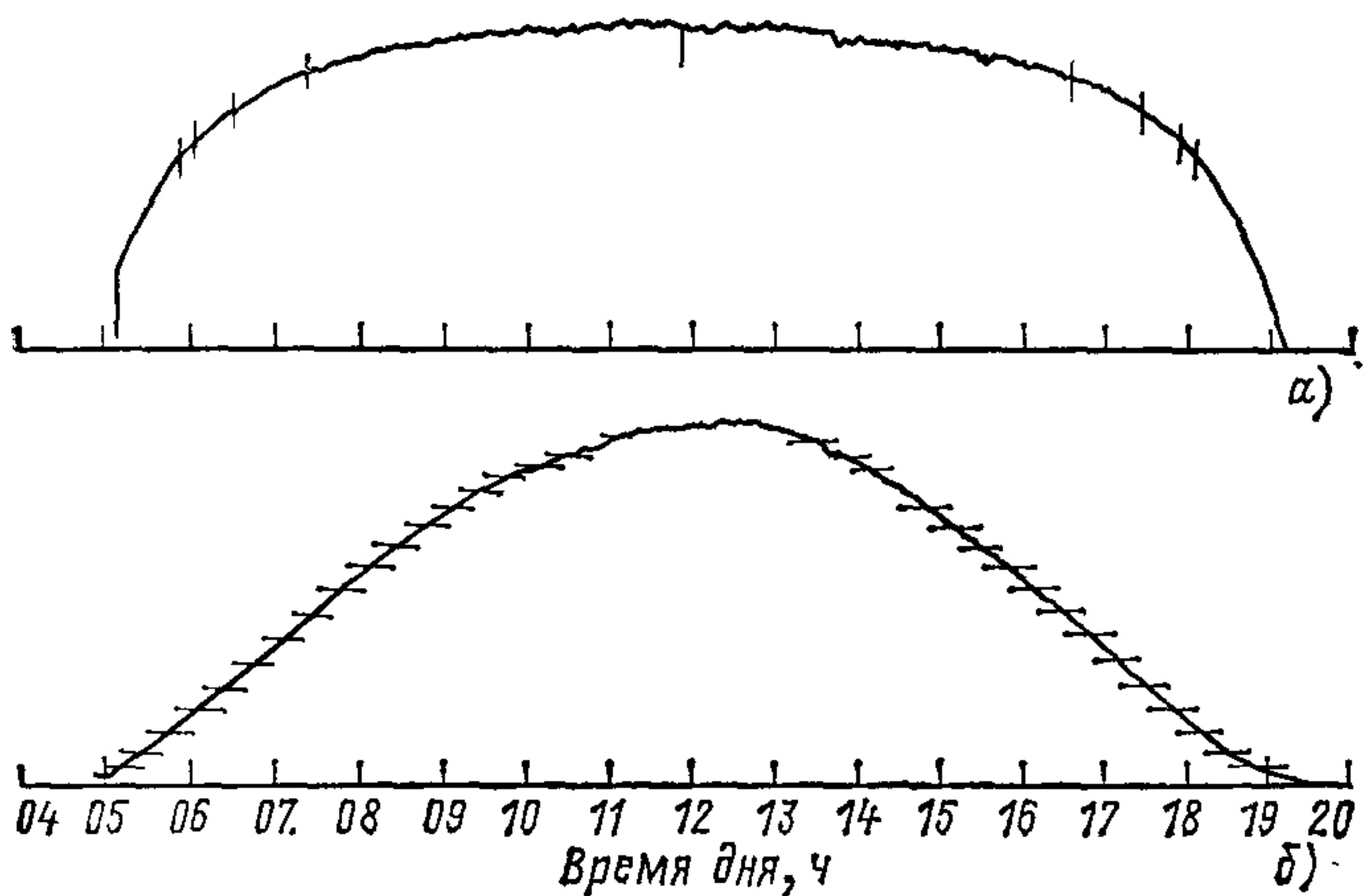


Рис. 5.8. Дневной ход плотности потока солнечного излучения в ясный июньский день в Альбукерке, шт. Нью-Мексико:
a — прямой поток солнечного излучения; *б* — суммарный поток солнечного излучения

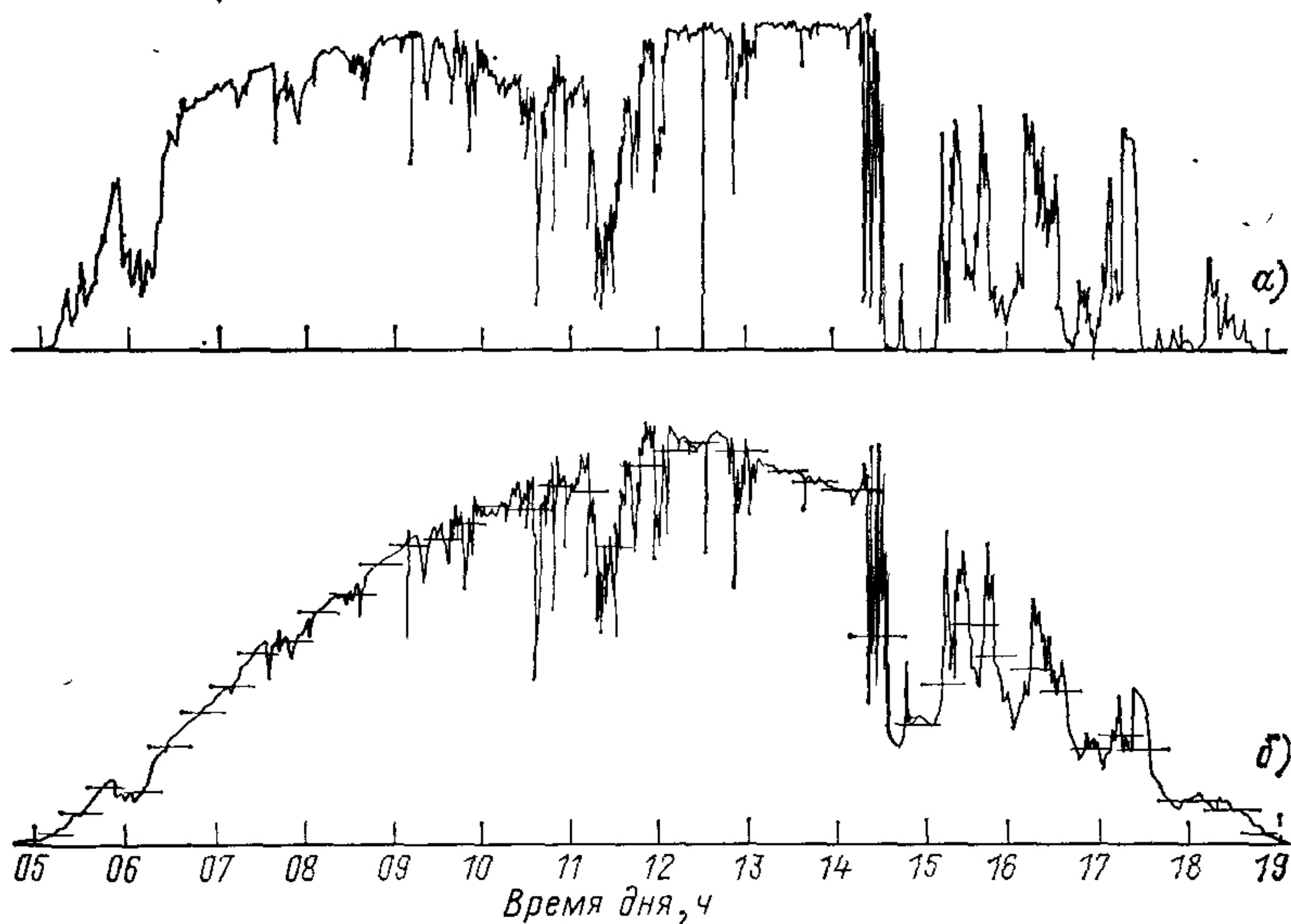


Рис. 5.9. Дневной ход плотности потока солнечного излучения при наличии частичной облачности в июньский день в Альбукерке, шт. Нью-Мексико:
a — прямой поток солнечного излучения; *б* — суммарный поток солнечного излучения

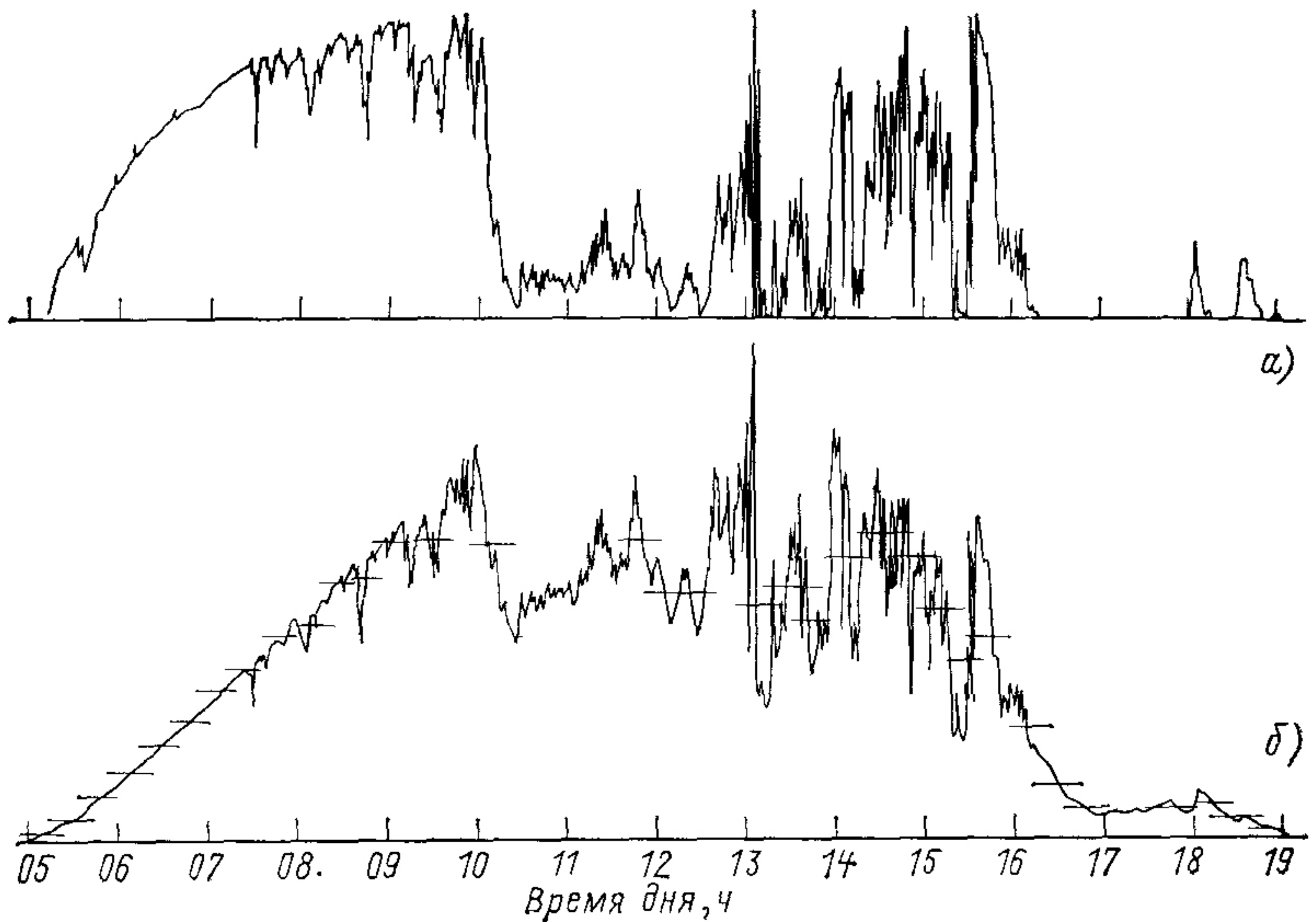


Рис. 5.10. Дневной ход плотности потока солнечного излучения в облачный июньский день в Альбукерке, шт Нью-Мексико:
а — прямой поток солнечного излучения, *б* — суммарный поток солнечного излучения

Для оценки максимальной мощности, которую можно получить от разрабатываемой батареи, интересно знать еще и наиболее высокие возможные значения плотности потока излучения. На рис. 5.11 показан ход максимальных

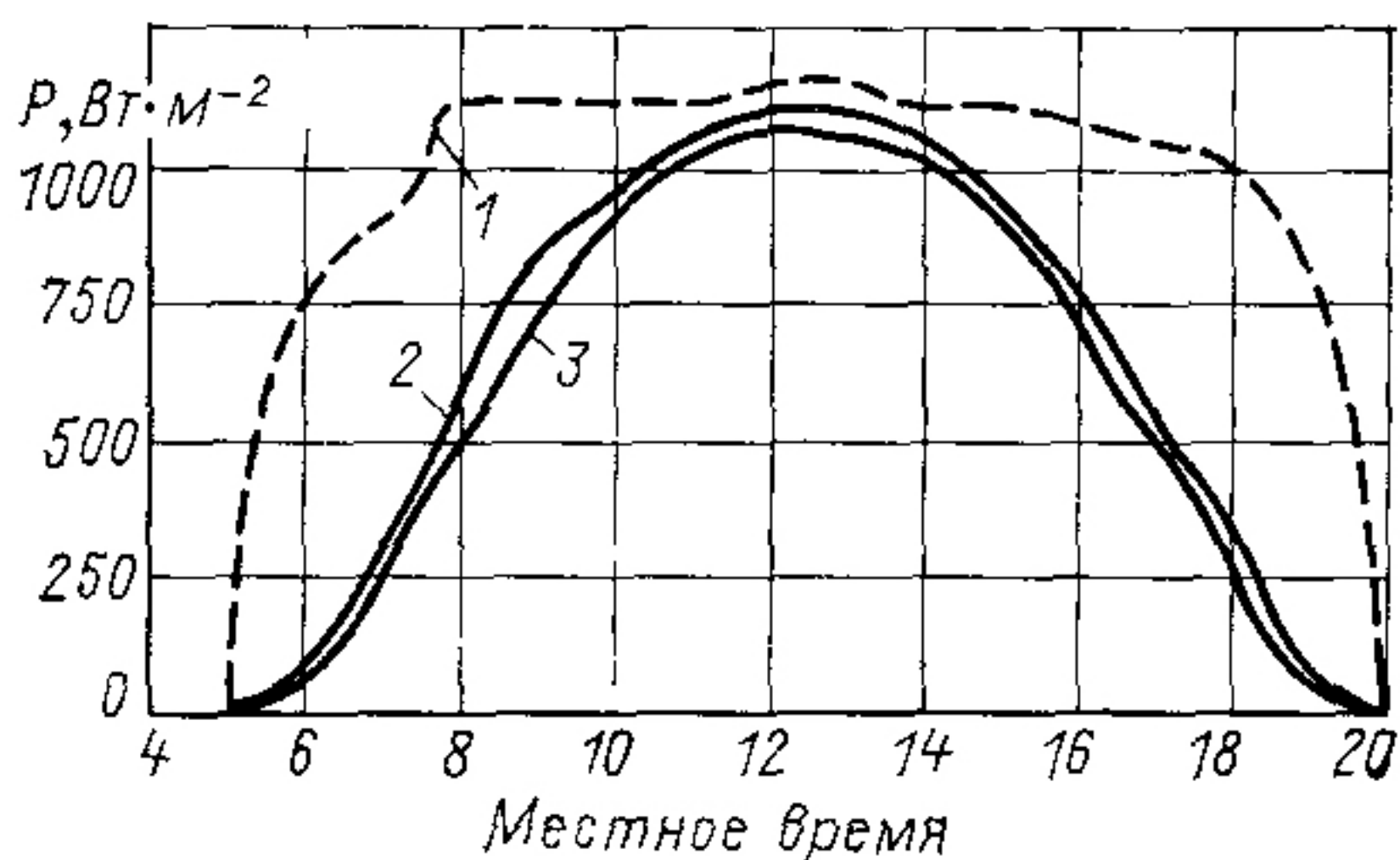


Рис 5.11 Максимальные значения плотности потока солнечного излучения за июнь месяц.
1 — прямой поток, *2* — суммарный поток на горизонтальную плоскость; *3* — суммарный поток на горизонтальную плоскость (95°)

значений плотности потока излучения в течение дня для территории, включающей северную часть побережья Мексиканского залива, Хантсвилл, шт. Алабама, Новый Орлеан, шт. Луизиана и прибрежные районы Флориды.

5.7. УФ-ИЗЛУЧЕНИЕ

Излучение в диапазоне длин волн от 10 до 400 нм называют ультрафиолетовым. Видимая область спектра начинается с фиолетового излучения, имеющего длину волны 400 нм, постепенно переходит в синее, зеленое, желтое и заканчивается красным при длине волны 700 нм. Инфракрасное излучение имеет длину волны более 700 нм.

УФ-излучение, обладающее в космических условиях высокой интенсивностью, поглощается в верхней части атмосферы озоном, поэтому до поверхности Земли доходит лишь незначительная доля излучения с длинами волн короче 0,3 мкм (3000 \AA). Но та небольшая часть УФ-излучения, которая проникает через атмосферу, вызывает повреждение многих материалов.

Воздействие УФ-излучения на материалы. В космосе УФ-излучение создает незначительное повреждение органических материалов, поскольку в процессах структурного изменения веществ существенная роль принадлежит кислороду. Исследования показали, что в вакууме под действием УФ-излучения с длинами волн от 0,20 до 0,25 мкм у образцов из окиси алюминия и полиэтилена, а также у полиэфирных, эпоксидных и феноловых пленок наблюдается очень слабое повреждение. В кислороде повреждение можно снизить введением в исходный материал специальных ингибиторов¹. При испытаниях материалов, содержащих ингибиторы, необходимо проверять, не снижается ли масса образца в вакууме, так как в космических условиях возможны испарение ингибитора и потеря стойкости материала.

У солнечных элементов УФ-излучение вызывает потемнение покровных стекол и клеящих составов, что способствует снижению мощности потока, поступающего непосредственно на элемент.

Доза УФ-излучения. При испытаниях солнечных батарей дозу УФ-излучения обычно оценивают в эквивалентных солнечных часах. Для однозначности оценки всегда должен указываться диапазон длин волн излучения, при котором проводились испытания. Например, если на образец в течение 100 ч поступало УФ-излучение в интервале длин волн от 0,2 до 0,3 мкм и интенсивностью в две солнечных постоянные, говорят, что доза УФ-облучения составила 200 эквивалентных солнечных часов в интервале длин волн от 0,2 до 0,3 мкм.

¹ Веществ, замедляющих ход химических реакций. — Прим. пер.

Доза УФ-облучения, которую получает солнечная батарея за время работы, зависит от расстояния до Солнца, угла падения солнечных лучей и конфигурации батареи (для цилиндрических батарей коэффициент, учитывающий форму, равен $1/\pi$).

5.8. ТЕМПЕРАТУРА

Температура солнечных батарей, работающих в атмосфере Земли, определяется температурой воздуха, количеством теплоты, которую приносит с собой солнечное излучение, и зависит от площади поверхности батареи, переизлучающей тепловую энергию в окружающее пространство. В фотоэлектрические системы можно ввести устройства принудительного охлаждения. В общем случае различные части поверхности батареи имеют равную температуру. Ее распределение зависит от качества герметизации, способа коммутации солнечных элементов, расположения крепежных и установочных деталей, рам, опор, несущих конструкций и механизмов слежения. Температура поверхности не обязательно соответствует температуре окружающего воздуха: она зависит от механизма теплопередачи, который эффективнее отводит теплоту.

Температура воздуха у поверхности Земли. В течение суток температура воздуха непрерывно изменяется, достигая максимума вскоре после местного полудня (или в пределах нескольких часов после полудня) и минимума непосредственно перед восходом Солнца. Наибольший перепад температур от зимы к лету, отмеченный в мире, равен диапазону от -40 до $+45$ °С.

Температура воздуха выше 45 °С обычно наблюдается только в поясе от 45° южной широты до 55° северной. Особенно высокие температуры воздуха, выше 50 °С, бывают довольно редко. До такой температуры воздух прогревается только в пустынях США и Мексики (область от 15 до 50° северной широты и от 80 до 125° западной долготы), на севере Африки, на Среднем Востоке (между 7 и 37° северной широты и между 15 и 80° восточной долготы), а также на востоке внутренних районов Австралии.

Температура воздуха ниже -40 °С отмечается на севере Америки, Европы и Азии в полосе широт выше 55° . Температура ниже -60 °С обычно бывает только в арктических районах. Наиболее низкие значения температуры воздуха редко превышают уровень -70 °С, однако после продолжительных периодов темноты температура может падать до -90 °С.

Максимальные и минимальные значения температур чаще наблюдаются в безветренную погоду или при слабом ветре до 1 м/с. Очень низкие температуры воздуха бывают в морозные безоблачные ночи, что связано с потерями теплоты за счет излучения. Повышенных значений температура достигает при высоко расположенном Солнце и в условиях, способствующих местному перегреву застоявшихся масс воздуха (так называемый парниковый эффект). Поэтому вполне возможно, что в течение короткого времени в районах с обычно умеренным климатом может держаться необычно высокая или низкая температура. Более того, за счет отражения солнечного потока от подстилающей поверхности, близлежащих объектов и строений, а также за счет их собственного излучения может возникнуть местная горячая точка с кратковременным подъемом температуры до $+70^{\circ}\text{C}$.

5.9. ВЛАЖНОСТЬ

Содержание влаги в атмосфере определяется относительной влажностью, т. е. отношением давления водяного пара в воздухе к его давлению в насыщенном состоянии при той же температуре. С ростом температуры при постоянном содержании водяного пара относительная влажность снижается. Количество влаги в атмосфере можно оценить величиной, называемой точкой росы. Точка росы— это температура, при которой в воздухе начинается конденсация паров воды. Температура точки росы зависит от абсолютного количества влаги, содержащейся в воздухе. Влажность может изменяться в широких пределах: от самых низких значений до таких, при которых наступает выпадение осадков. Если человек не может видеть водяной пар, то солнечные элементы его присутствие в атмосфере ощущают. Полосы поглощения в области длин волн 0,93; 1,13 и 1,38 мкм (см. рис. 5.1) образованы, главным образом, водяным паром¹.

Наиболее влажные районы мира расположены в тропиках в зоне между 20° ю. ш. и 25° с. ш. (кроме Сахары и Аравийской пустыни), в низких прибрежных районах Южной Америки, Австралии, Северной Америки, Северо-Западной Европы, Японии и Новой Зеландии. В этих местах, а также и во многих других районах мира относи-

¹ Особенно сильное влияние на фототок и выходную мощность, генерируемую солнечными элементами, оказывает полоса поглощения водяного пара 0,93 мкм, лежащая вблизи максимума спектральной чувствительности элементов. — Прим. ред. пер.

тельная влажность может достигать 100% в течение значительной части суток много дней в году. В пустынях при особо высоких температурах воздуха относительная влажность может приближаться к нулевому значению.

Регулирование влажности. Поддержание определенной влажности в помещении осуществляется с помощью современных кондиционеров, включающих в себя холодильные устройства. В кондиционерах в результате снижения температуры воздуха создается естественное увеличение относительной влажности, часть влаги конденсируется и таким образом удаляется из воздуха. В заводских помещениях многих современных предприятий относительная влажность обычно не превышает 60%.

Солнечные элементы с незащищенными контактами из серебра и титана чувствительны к влаге, поэтому при работе с ними необходимо обращать особое внимание на влажность внутри помещения.

Влияние влажности на свойства клеящих составов. В процессе изготовления солнечных элементов может оказаться необходимым поддерживать влажность на определенном уровне. Некоторые клеящие составы обладают наилучшими свойствами в сухой атмосфере, другие, наоборот, требуют высокой влажности для качественного соединения. В связи с этим важно тщательно выполнять рекомендации, которые приведены в инструкции по применению соответствующего клея.

Воздействие влаги. Коррозия, протекающая при высокой температуре и повышенной влажности очень интенсивно причиняет наземным батареям наибольшие неприятности. Однако и другие явления, возникающие при повышенной влажности, нельзя не принимать во внимание, например рост грибков, а также образование поверхностных пленок, к которым легко пристают пыль и грязь. Использование в условиях высокой влажности и температуры батарей, разработанных и изготовленных без учета этих факторов, может привести к преждевременной деградации их и разрушению.

При снижении температуры до точки росы и ниже влага будет конденсироваться тонким слоем или капельками на поверхности батареи. При дальнейшем падении температуры произойдет оледенение поверхности и образование льда в трещинах, что в конце концов может привести к отслаиванию герметизирующих слоев.

Воздействие влаги на конструктивные элементы батарей космического применения. Значительное количество влаги может содержаться внутри различных пустот, име-

ющихся в конструктивных элементах батареи (в углублениях панелей, между деталями каркаса, в эластичных материалах). Во время взлета в связи с резкой потерей давления и из-за аэродинамического и солнечного нагрева влага будет испаряться. Чтобы предотвратить повреждение, которые могут быть вызваны испаряющейся влагой, необходимо предусмотреть специальные отверстия в соответствующих местах.

5.10. АТМОСФЕРНЫЕ ОСАДКИ

Осадки могут выпадать в виде дождя, града, снега, выделяться непосредственно из воздуха в виде льда (иней).

Дождь наблюдается повсюду в мире. Среднегодовое количество осадков в виде дождя для разных мест колеблется практически от нуля до нескольких метров. Очищая пыль с поверхности солнечных батарей, дождь производит в общем полезное действие. Сведения о количестве осадков в конкретном месте обычно интересны с точки зрения требований устройства водостока.

Град. Твердые осадки в виде ледяных шариков или комочков неправильной формы, имеющих диаметр не менее 5 мм¹ и плотность от 0,60 до 0,92 г/см³, называют градом. Град может выпадать почти всюду. Однако даже в тех местах, где это явление отмечалось очень редко, возможность появления града необходимо учитывать. Меньшие по размеру ледяные зерна называются малым градом или ледяной крупой. Крупа имеет мягкую снежную сердцевину, покрытую ледяной оболочкой. Твердые и крепкие ледяные шарики отскакивают от твердых поверхностей, на которые они попадают (например, от стекла). Градины диаметром от 8 до 13 мм выпадают часто, диаметром более 50 мм — значительно реже. Наибольшая градина, размер которой удалось измерить, имела диаметр 137 мм и весила 0,68 кг. Обычные градины имеют плотность около 0,80 г/см³ и падают со скоростью 20—30 м/с при скорости ветра около 10 м/с. Град обычно продолжается не более 15 мин, выпадает после полудня, но, как правило, до наступления вечера, и создает покров толщиной не более 50 мм, имеющий поверхностную плотность 2,4 кг/м² при толщине слоя 1 см.

¹ В СССР градом принято называть ледяные частицы диаметром от 1 мм до 15 см. — *Прим. пер.*

Крупный град может причинить солнечным батареям значительные повреждения. Удар градины может расколоть прозрачное стекло или пластик входного окна батареи и расположенные за ним солнечные элементы.

Снег. Этот тип осадков включает все виды замерзшей воды, кроме града и изморози (инея). Плотность снежного покрова колеблется от 0,5 до 2 кг/м² на 1 см толщины слоя. Длительный снегопад может образовать на горизонтальной поверхности снежный покров высотой 1 м, но обычно высота покрова не превышает 0,5 м. При проектировании солнечных батарей, устанавливаемых в положение, близкое к горизонтальному, снеговую нагрузку принимают равной 50 кг/м² (толщина слоя 0,5 м при плотности 1,0 кг/см³). Снежный покров не поглощает весь поток солнечного излучения, поэтому даже под толстым слоем снега батареи способны вырабатывать электрическую энергию.

Лед. Оледенение солнечных батарей может происходить по многим причинам: при замерзании ранее выпавшего снега, сконденсированной влаги или растаявшего снега, в результате прямого осаждения из воздуха в виде инея и изморози, что случается при сильном ветре.

Лед и снег обычно пропускают значительный поток излучения Солнца, так что даже под толстым покровом снега и льда выходная мощность батареи достаточно высока. Реальная опасность оледенения заключается в другом: большие куски льда, которые отрываются при таянии от элементов конструкции, расположенных над батареей, при падении могут разбить солнечные элементы.

5.11. ВЕТЕР

Ветром называют движение воздуха относительно земной поверхности в горизонтальном или вертикальном направлении. Направление горизонтального ветра указывается азимутом точки, из которой он дует. Сила ветра определяется его скоростью, которую измеряют с помощью анемометра на высоте 10 м, принятой за стандарт. Наблюдая, как ветер действует на земные объекты, можно оценить его силу, пользуясь шкалой Бофорта (табл. 5.4).

Неравномерный нагрев атмосферы вызывает как обширные воздушные течения, преобладающие на больших площадях земной поверхности, так и местные ветры. Западные воздушные течения (весты) занимают две зоны от 30 до 60° широты в северном и в южном полушариях. В зоне между 30° ю. ш. и 30° с. ш. дуют восточные вет-

Т а б л и ц а 5.4. Шкала ветров Бофорта

Балл	Наименование ветра	Скорость ветра, м/с	Наблюдаемые явления
0	Штиль	0—1	Дым поднимается вертикально
1	Тихий	1—2	Ветер относит дым в сторону
2	Легкий	2—3	Движение ветра ощущается лицом; легкое движение листьев
3	Слабый	4—5	Колышутся листья и тонкие ветки деревьев, ветер развеивает флаги
4	Умеренный	6—8	Ветер поднимает пыль и бумагу, приводит в движение тонкие ветки деревьев
5	Свежий	9—11	Качаются тонкие стволы деревьев; на волнах образуются белые „баражки“
6	Сильный	12—14	Качаются толстые сучья деревьев; трудно пользоваться зонтиками
7	Крепкий	15—17	Качаются стволы деревьев; идти против ветра трудно
8	Очень крепкий	18—21	Ветер ломает ветви деревьев; идти против ветра очень трудно
9	Шторм	22—24	Небольшие повреждения строений; ветер срывает с крыш черепицу
10	Сильный шторм	25—28	Значительные разрушения строений; деревья вырываются с корнями
11	Жестокий шторм	29—33	Большие разрушения на значительном пространстве. На суше наблюдается очень редко
12	Ураган	Свыше 33	Катастрофические разрушения

ры — пассаты. И в северном, и в южном полушариях пассаты отклоняются к экватору. На границах пассатной зоны потоки воздуха опускаются из верхних слоев атмосферы вниз, поэтому у поверхности образуются узкие безветренные пояса. Такие же пояса безветрия, но шириной по 1000 км на север и юг, наблюдаются у экватора, где нагретый воздух поднимается вверх.

Местные ветры. К этому типу ветров относят муссоны, особенно распространенные в Азии, и ветры меньших масштабов, вовлекающие воздух с очень низкой или очень высокой температурой. Местные ветры могут иметь характер циклонов — это, например, смерчи, торнадо, тропические циклоны. Торнадо чаще случаются над Центральной равниной США и вдоль восточного побережья. По сравнению с другими ветрами они характеризуются наивысшими скоростями ветра и наибольшими перепадами давления. Торнадо причиняют наиболее тяжелые разрушения, но ограничиваются относительно небольшой площадью (око-

ло 6 км²). Тропические циклоны наносят ущерб на значительно большей территории — от ста до многих сотен квадратных километров. Циклоны чаще возникают над океанами в узких поясах на широте 20° в южном и северном полушариях.

5.12. ПЕСОК, ПЫЛЬ, ГРЯЗЬ

Песок состоит из свободных кремнистых частиц размером от 0,008 до 1,00 мм. Пыль включает в себя множество самых разнообразных частичек диаметром от 0,1 до 80 мкм. Пылевые частицы обычно растворимы в воде и хорошо проводят электрический ток.

Песок и пыль вызывают наиболее тяжелые последствия в районах с низкой влажностью. Поднимаясь в воздух даже при слабом ветре, пыль может оставаться во взвешенном состоянии в виде облака многие часы. Во время сильных ветров частички пыли проникают практически в любое герметически не закрытое место.

Действие песка и пыли на оборудование и материалы может быть разнообразным. Попадая между поверхностями скольжения, частицы вызывают повышенное трение и усиленный износ, что влечет за собой выход из строя соответствующего механизма. Песок и пыль могут приводить к деградации материалов, применяемых для герметизации, засорять отверстия, загрязнять смазочные материалы, вызывать эрозию красок, покрытий, стекла и пластмасс и даже приводить к короткому замыканию электрических цепей. Поскольку пыль гигроскопична, то ее наличие на металлических поверхностях может усугублять коррозию.

Небольшая запыленность солнечных элементов практически не влияет на пропускание солнечного излучения к элементам. Густой слой пыли способен на 10—20% уменьшить выходные параметры батареи, поэтому необходимо периодически их протирать.

5.13. ЗЕМЛЕТРЯСЕНИЕ

Землетрясение — это движение поверхностных слоев Земли. Землетрясения могут проявляться в виде горизонтального или вертикального сдвига одних частей земной коры относительно других и в виде колебаний земной поверхности. Колебания могут быть горизонтальными или волнообразными — подобно волнам на поверхности воды. Сила землетрясения зависит от расположения его очага, или эпицентра, расстояния от эпицентра и типа грунта, по которому проходят сейсмические волны.

При землетрясении толчки и колебания почвы через опоры будут передаваться к панелям солнечных батарей и могут повредить их. Батареи космического назначения способны выдерживать жесткую вибрацию, поэтому можно спроектировать и наземные батареи, которые выдерживали бы сильные землетрясения.

5.14. СИЛА ТЯЖЕСТИ

Учет собственной массы важен в основном для панелей большого размера. Батареи космического назначения имеют достаточно прочную конструкцию и в земном поле тяготения не нуждаются в особых предосторожностях. Панели батарей наземного использования могут потребовать дополнительных устройств, чтобы предотвратить чрезмерный изгиб, особенно при работе в горизонтальном положении.

5.15. АТМОСФЕРА

Атмосферой называют газовую оболочку, окружающую Землю и простирающуюся от уровня моря до высот в несколько сотен километров. С увеличением расстояния от поверхности Земли давление атмосферных газов падает и на высоте 20 000 км достигает 10^{-7} Па — значения, которое наблюдается в межпланетном пространстве. Вертикальный профиль температуры и давления в атмосфере показан на рис. 5.12.

На уровне моря сухая (без водяного пара) атмосфера состоит приблизительно из 78% азота, 21% кислорода,

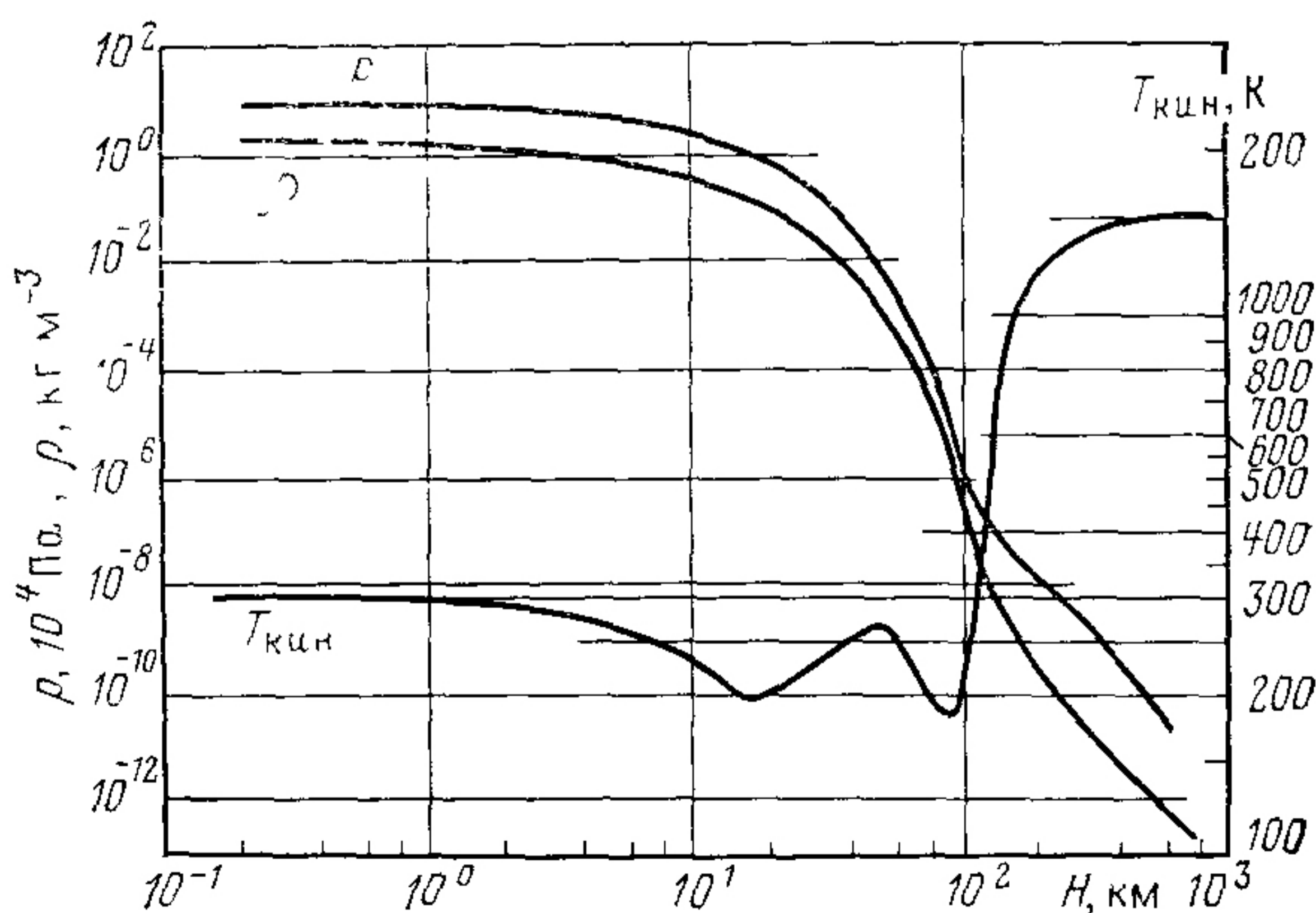


Рис. 5.12. Изменение плотности воздуха ρ , температуры $T_{кин}$ и давления p с высотой

1% аргона. Двуокиси углерода и неона меньше 0,1%, менее 0,01% составляют гелий, криптон, ксенон, водород, метан, закись азота, озон, двуокись серы, двуокись азота, аммиак, окись углерода, йод, радон и др. Над отдельными районами в атмосфере могут находиться в относительно высокой концентрации и другие газы. Источник их появления — промышленное производство. Водяной пар обычно присутствует даже в местностях с сухим климатом.

С высотой состав атмосферы изменяется. На высотах 100—1000 км преобладают молекулярный кислород O_2 , атомарный кислород O и озон O_3 . Считают, что на высоте более 1000 км атмосфера состоит только из атомарного и ионизированного водорода и гелия.

Плотность воздуха на уровне моря составляет $2,5 \cdot 10^{19}$ молекул или атомов газа в 1 см^3 . На высоте 30 км плотность снижается до $4 \cdot 10^{17} \text{ см}^{-3}$, а при 230 км падает до 10^{16} см^{-3} . На высоте 1000 км в 1 см^3 находится 10^6 ионизированных атомов или молекул, это число уменьшается до 1000 см^{-3} на высоте 7400 км и до 10—100 см^{-3} на высоте 26 000 км.

Электрическая дуга. Низкая плотность воздуха на больших высотах может служить причиной возникновения электрической дуги между проводниками тока. Падение напряжения, связанное с наличием дуги, зависит от формы и размера проводников, температуры воздуха, наличия солнечного излучения и корпускулярной радиации, конфигурации изоляторов и т. д. Для оценки последствий возможного дугообразования недостаточно определить интенсивность электрического поля и потенциал ионизации воздуха на заданной высоте. За критерий лучше принять допуск на падение напряжения, связанное с наличием дуги: например при снижении давления воздуха до некоторого установленного уровня допускается падение напряжения на 10% его значения на уровне моря.

Механические повреждения, связанные с падением давления. Непосредственно после запуска в период подъема космического аппарата на орбиту солнечные батареи оказываются в условиях резкого падения атмосферного давления. Скорость спада давления зависит от скорости подъема ракеты и быстроты утечки воздуха из обтекателя. Обычно за период от 1 до 10 мин давление падает до значения, равного 1% первоначального и даже меньше.

Все элементы конструкций солнечных батарей вообще не чувствительны к снижению давления, за исключением конструкций, содержащих наполненные воздухом пустоты: закрытые отсеки, кожухи, детали из ячеистых структур,

пенопласты. Такие конструкции должны иметь отверстия с диаметром, достаточным для выхода воздуха. В противном случае перепад давления может вызвать повреждения, которые могут оказаться довольно серьезными, если выходные отверстия малы, а в пустотелом узле кроме воздуха содержится много влаги. Это особенно опасно, если головной обтекатель, защищающий космический аппарат, сбрасывается рано и батарея подвергается действию высокой температуры, возникающей в результате аэродинамического и солнечного нагрева.

5.16. АТМОСФЕРНОЕ ЭЛЕКТРИЧЕСТВО

Некоторые атмосферные явления могут представлять опасность не только для персонала, но и для отдельных узлов наземного фотоэлектрического генератора, даже если он не подключен к потребительской сети. Это электрические заряды, наведенные в панелях солнечных батарей и элементах конструкций, и прямые удары молнии. Грозы с молниями следует ожидать практически в любом месте на Земле, даже там, где это явление случается очень редко. Разряд молнии происходит в тот момент, когда напряженность электрического поля превышает критическое значение, составляющее для воздуха около $3 \cdot 10^6$ В/м. Пиковый ток в среднем равен 10 000 А, но изредка бывают токи в 100 000 А. Примерно за 20 мкс проходит электрический заряд, равный 25—100 Кл. Электрический ток, протекающий в земле после удара молнии, создает такой высокий градиент напряжения на поверхности, что он может оказаться смертельным для человека и животных. В электрических цепях после разряда молнии может индуцироваться довольно высокое напряжение.

Заряды статического электричества создают в воздухе поле, напряженность которого в ясные дни составляет около 300 В/м. В период формирования кучевой облачности и во время гроз напряженность существенно увеличивается, в результате на оборудовании могут наводиться электрические заряды. В этом случае даже при отсутствии молнии в элементах конструкции протекают токи порядка нескольких миллиампер и ампер. Часто при высоких электрических потенциалах происходит разряд в виде короны.

5.17. КОРРОЗИЯ

Коррозией называют повреждение или разрушение материала, потерю им полезных свойств. В зависимости от типа протекающего процесса различают химическую,

электрохимическую (гальваническую), электролитическую, окислительную, восстановительную, атмосферную и другие виды коррозии. Коррозионному разрушению подвергаются преимущественно металлы и в меньшей степени другие материалы. В условиях повышенной температуры и влажности при одновременном действии значительных механических нагрузок, при высокой концентрации ионов соединений, участвующих в реакции, процесс коррозии ускоряется. Одна из наиболее серьезных проблем по защите батарей от окружающей среды связана с устранением электрохимической коррозии, которая возникает при непосредственном контакте двух разнородных металлов. Это бывает, когда, например, стальными болтами соединяют алюминиевые детали или медный провод крепится к стальному или алюминиевому корпусу с помощью латунных винтов. Все металлы располагаются в определенном порядке—

Т а б л и ц а 5.5 Электрохимический ряд чистых металлов

Анод	Железо Кадмий Никель Молибден Олово Медь	Серебро Радий Палладий Платина Золото
Магний Бериллий Алюминий Цинк Хром		Катод

Т а б л и ц а 5.6. Электрохимический ряд конструкционных металлов

Анод	Свинец и олово Мунц-металл Магниева бронза, морская латунь Никель и его сплавы (А) Латунь желтая Латунь красная Медь Бронза кремнистая Никель и его сплавы (К) Сплавы молибдена с никелем Нержавеющая сталь 18-8; 18-8-3; 304; 316 (К)
Магниево-цинковые сплавы Цинк и оцинкованное железо Алюминий 2S; 3S; 4S; 25SH; 53ST Алклэд (алюминиевый сплав) Кадмий Алюминий 17S-T; A17S-T; 24S-T Мягкая, ковкая и литая сталь Нержавеющая сталь, 13% Cr; 410 (А) Припой свинцово-оловянный Нержавеющая сталь 18-8; 18-8-3; 304; 316 (А)	Катод

П р и м е ч а н и е. Катодные (К) материалы воздействуют на анодные (А). Например, при соединении никеля (К) с алюминием корродирует алюминий, но при контакте никеля (А) с нержавеющей сталью разрушается никель.

в так называемом электрохимическом ряду, приведенном в табл. 5.5 и 5.6.

Положение металла в этом ряду зависит от разности потенциалов, возникающей при его погружении в электролит, относительно нормального водородного электрода, принятого в качестве эталона. Электрохимический ряд следует отличать от гальванического, который построен на основе оценки реакции металлов, погруженных в морскую воду.

Атмосферная коррозия. Различные компоненты атмосферы вызывают окисление и коррозию многих металлов. При наличии влаги процесс окисления ускоряется, коррозия же может происходить только во влажной среде.

В атмосфере всегда присутствует небольшое количество веществ, способных к ионизации. На влажной поверхности металла эти вещества, растворяясь в воде, создают электролит. В тех местах, где соприкасаются между собой разнородные металлы, образуется гальванический элемент. Электрический ток, возникающий в элементе, протекает от одного металла (который согласно данным в табл. 5.5 и 5.6 представляет собой анод) к другому, служащему катодом (рис. 5.13).

Коррозия контактов солнечных элементов. Во влажной среде у солнечных батарей наиболее легко поддаются коррозии контакты кремниевых элементов, выполненные из титана и серебра (Ti—Ag). Уже при температуре выше 40 °С и относительной влажности более 60% наблюдается ухудшение свойств этих контактов. Повышение уровня влажности и температуры и наличие небольшого числа ионизирующих веществ (например, солей) значительно ускоряют процесс коррозии.

Недавно обнаружено, что тонкий слой палладия между серебром и титаном существенно повышает сопротивляемость контактов коррозии [5]. В настоящее время в солнечных элементах используют луженые контакты или контакты на основе системы Ti—Pd—Ag.

Защита от коррозии. Избежать применения разнородных металлов в конструкциях высокоэффективных солнечных батарей с большим сроком службы пока еще не представляется возможным. Поэтому детали и узлы батарей приходится специально защищать от воздействия окружа-

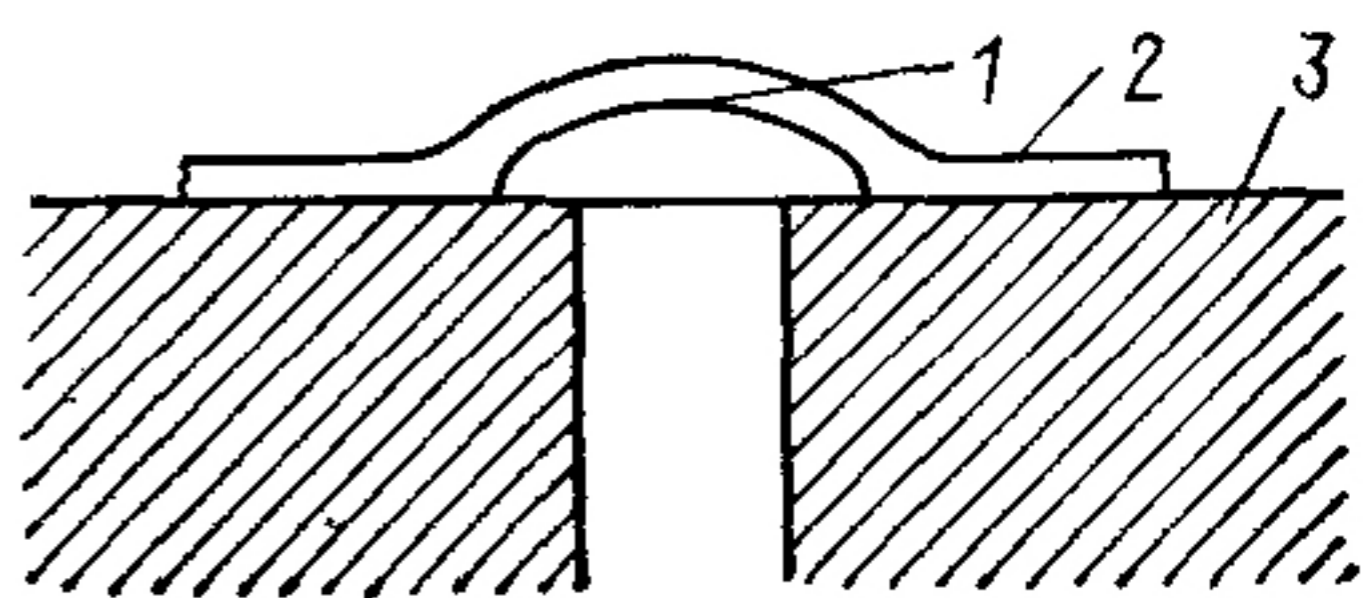


Рис 5.13. Модель коррозии металлов:

1 — заклепка; 2 — слой электролита; 3 — материал

ющей среды, чтобы коррозию по возможности не допустить совсем или свести до минимума.

Батареи, предназначенные для работы в наземных условиях, конструируют таким образом, чтобы солнечные элементы и электрические цепи были герметично изолированы от атмосферы. Все внешние детали либо изготавливают из коррозионно-стойких материалов, либо на их поверхность наносят защитные покрытия: например окрашивают или гальваническим методом наносят соответствующие пленки.

Батареи космического назначения в период пребывания на Земле хранят в помещениях с кондиционированием воздуха или в специальной упаковке при низкой влажности. Часто при длительном хранении для этой цели используют пластиковые пакеты, внутри которых относительная влажность не должна превышать 50%. Хранение батарей более 5 лет в контролируемых условиях не приводит к изменению их электрических параметров и механической деградации. Срок хранения батарей в чистом воздухе при комнатной температуре и низкой влажности практически не ограничен.

5.18. ОЗОН

Атмосферный озон O_3 образуется, главным образом, при фотохимическом действии коротковолнового (короче 0,2537 мкм) УФ-излучения на молекулы кислорода O_2 . Он может возникать и от молнии во время грозы. Над крупными промышленными районами озон создается в результате работы УФ-источников света, двигателей и генераторов (искрение щеток), а также фотохимических процессов, приводящих к появлению смога. УФ-излучение солнечных имитаторов создает довольно значительное местное повышение концентрации озона.

Высокие концентрации озона токсичны и взрывоопасны: одна миллионная часть озона в воздухе для человека смертельна. У поверхности Земли в норме концентрация озона не превышает обычно $0,03 \cdot 10^{-6}$, а в периоды сильного смога повышается вдвое. С увеличением высоты концентрация повышается на $10 \cdot 10^{-6}$ через каждые 30 км. В установках, имитирующих солнечное излучение, озон должен удаляться с помощью вентиляции.

Воздействие озона. При одновременном действии механической нагрузки озон вызывает растрескивание натурального каучука, бутадиенового стирола, бутадиенового акрилонитрила и других эластомеров. Стойкость эластоме-

ров к растрескиванию зависит от длительности воздействия, температуры, уровня механической нагрузки, влажности воздуха и концентрации озона [7]. Для увеличения стойкости эластомеров в них могут добавляться антиозонные вещества, препятствующие растрескиванию. После пребывания материалов в высоком вакууме при повышенной и комнатной температуре антиозонное свойство добавок может быть утеряно.

Воздействие озона на солнечные батареи. На материалы, из которых изготавливаются батареи космического назначения, озон практически не оказывает воздействия. При выборе материалов для наземных батарей необходимо учитывать стойкость изоляции внешних проводов и герметизирующих элементов. Особая осмотрительность требуется при проектировании батарей, работа которых будет проходить на высотах, близких к границе земной атмосферы.

5.19. ГРИБКИ И БАКТЕРИИ

При высокой влажности и температуре на некоторых материалах создаются благоприятные условия для развития различных микроорганизмов — грибков, плесени, бактерий. Наибольший рост микроорганизмов наблюдается при относительной влажности от 75 до 95% и температуре от 20 до 40°C. Грибки и бактерии могут появляться на древесине, коже, органических клеях, синтетических каучуках, некоторых пластиках, красках и даже на металлах. Кислые выделения секреторной деятельности этих организмов приводят к усилению коррозии. Большие массы микроорганизмов снижают освещенность солнечных элементов. Для замедления роста грибков и бактерий поверхности материалов обрабатываются специальными составами, однако для оптических поверхностей пользоваться этими составами нельзя.

5.20. ВОДНЫЙ АЭРОЗОЛЬ, СОДЕРЖАЩИЙ СОЛИ

Ветры, проходящие над обширными массами соленой воды, срывают с ее поверхности мельчайшие капельки, которые могут подниматься на высоту до 3000 м. В течение длительного времени они остаются взвешенными в воздухе, переносятся в глубь суши на много километров и, оседая на различных поверхностях, создают слой соли, который снижает освещенность на солнечных батареях. Если влажность высокая, то на поверхностях образуется еще и сильнодействующий коррозионный раствор.

Скорость оседания соли на установках, расположенных на берегу, обычно составляет 0,1—20 мкм в день, но может достигать 5—100 мкм.

5.21. БИОЛОГИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ

Представители животного мира, в первую очередь грызуны и насекомые, могут причинять наземным солнечным батареям ощутимые повреждения. Грызуны поедают некоторые материалы, применяемые для изоляции электрических проводов, появляются внутри электрического оборудования, особенно в каналах радиаторов теплосброса. Определенные виды летающих и ползающих насекомых часто плотным слоем поселяются на открытых поверхностях. Птицы, особенно чайки и голуби, могут отдыхать на возвышающихся элементах конструкций, покрывая их грязью и отбросами.

При проектировании солнечных батарей необходимо предусмотреть специальные ограждения, использовать экранированные кабели. Это защитит батареи от грызунов. Устанавливая батареи, необходимо располагать их подальше от деревьев и других высоких растений, которые могут не только заслонять свет, но и способствовать механическим повреждениям.

5.22. ЗАЩИТА ОТ ПОВРЕЖДЕНИЙ

Для защиты от повреждений перед батареями устанавливают тонкую, но прочную проволочную сетку в нескольких сантиметрах от поверхности. Однако лучше располагать эту сетку на расстоянии около 10—20 см, чтобы затенение поверхности солнечных элементов меньше сказывалось на электрических параметрах батареи.

5.23. МЕРЫ ПРЕДОСТОРОЖНОСТИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ И СБОРКЕ

Небрежное отношение с солнечными батареями в период изготовления и сборки, во время испытаний, транспортировки, погрузок и разгрузок, при монтажных работах в полевых условиях может привести к повреждению батареи. Часто повреждения возникают из-за случайного падения инструмента.

5.24. ВИБРАЦИЯ И АКУСТИЧЕСКИЕ КОЛЕБАНИЯ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ

Панели солнечных батарей, транспортируемые на грузовых автомобилях, в железнодорожных вагонах и на самолетах, подвергаются длительному воздействию вибрации. При перевозке авиатранспортом добав-

Таблица 5.7. Типичные параметры вибрации на транспорте

Вид транспорта	Параметры вибрации
Реактивный самолет	Акустические колебания, вызванные струей выходящих газов и процессами горения топлива. Верхняя граница диапазона частот—500 Гц, максимальная амплитуда—приблизительно 25 мкм
Самолет с поршневым двигателем	Частота колебаний двигателя до 60 Гц, винта—до 100 Гц. Максимальная амплитуда 0,25 мм. В разных частях самолета амплитуда различна
Водный транспорт	Частота колебаний дизельного и парового двигателя достигает 15 Гц, максимальная амплитуда равна 0,5 мм. В большинстве случаев колебания усиливаются. Коэффициент усиления обычно принимается равным 3
Грузовой автомобиль	Резонансная частота подвески равна 4 Гц при максимальной амплитуде 13 см. Резонансная частота конструкции — около 80 Гц при максимальной амплитуде 0,13 мм
Легковой автомобиль	Резонансная частота подвески равна 1 Гц при максимальной амплитуде 15 см. Частота колебаний, связанных с неровностью дороги, — около 20 Гц при максимальной амплитуде 50 мкм.
Железнодорожный транспорт	Широкий и разнообразный диапазон частот. На железной дороге применяется защита от резонансной частоты, равной 20 Гц

ляются акустические колебания, действующие так же, как и вибрация. Уровни вибрационных нагрузок, обычно встречающиеся при различных способах транспортировки, приведены в табл. 5.7.

5.25. УДАРНЫЕ НАГРУЗКИ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ

Ударные нагрузки возникают при падении предметов на твердую поверхность. Например, резкое опускание панели солнечной батареи на бетонный пол приводит к удару, которого может быть достаточно для деформации отдельного участка панели. Приспособление из металлической рамы, к которой крепится панель, помогает предотвратить повреждение солнечных элементов, стеклянных и других хрупких покрытий, служащих для герметизации элементов. Ударные нагрузки измеряются обычно в единицах ускорения свободного падения на Земле g .

5.26. ХРАНЕНИЕ

При соблюдении необходимых условий хранить солнечные элементы и батареи можно, по-видимому, неопределенно долгое время.

На сохранности батарей отрицательно сказываются высокая температура, повышенная влажность, пыль, присутствие агрессивных сред.

В этих условиях происходит коррозия элементов и потемнение покровных стекол. Даже в обычной атмосфере на поверхности стекла образуется пленка, снижающая пропускание света.

5.27. АТМОСФЕРНОЕ ДАВЛЕНИЕ И ВЫСОТА ПОЛЕТА ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ

При перевозке в негерметизированных отсеках самолета панели солнечных батарей оказываются в условиях низкого атмосферного давления. Поскольку воздух, содержащийся внутри упаковочного ящика, имеет нормальное давление, возникающий перепад давления, особенно при одновременном действии динамических нагрузок, может привести к резкому выхлопу воздуха из упаковки.

5.28. ДИНАМИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ В ПЕРИОД ЗАПУСКА И ПОЛЕТА

Запуск и полет космического корабля сопровождаются воздействием большого числа различных механических нагрузок, включая ускорение, удары, вибрацию, акустические колебания. Сочетание некоторых видов нагрузок может приводить к временному, но очень высокому уровню их воздействия. Такое комбинированное воздействие особенно усиливается, если батарея имеет очень низкую или очень высокую температуру.

Вибрация и ударные силы передаются на солнечную батарею через элементы конструкции космического аппарата, а также через окружающий воздух до тех пор, пока он имеет достаточную плотность. Значение сил и спектр их частот на пути от источника их возникновения до батареи видоизменяются передающей средой. Амплитуда вибрации при этом может снижаться или увеличиваться. Поскольку реальные силы, действующие на батарею, существенно зависят от особенностей запускаемой системы — ракета-носитель, космический корабль — и от конструкции самой батареи, данные, которые приведены здесь, можно использовать только в качестве ориентировочных.

С началом запуска космического корабля возникают интенсивные акустические колебания, порождаемые выхлопными газами ракетного двигателя, которые быстро нарастают до момента подъема корабля. Акустические волны, отражаясь от земли, вновь достигают корабля, поэтому акустические колебания ослабевают, когда корабль поднимается на достаточную высоту.

Акустические колебания снова резко возрастают из-за аэродинамических эффектов, проявляющихся в тот момент, когда скорость корабля приближается к скорости звука. После перехода звукового барьера влияние аэродинамических эффектов уменьшается и остается небольшим до момента отделения первой ступени ракеты-носителя, при котором срабатывают пиротехнические средства и включается двигатель второй ступени ракеты-носителя.

Во время свободного космического полета вибрация и удары практически отсутствуют. Однако при маневрировании корабля во время стыковки с другим космическим объектом для изменения орбиты или при подготовке к мягкой посадке вибрация и ударные нагрузки могут оказаться значительными. Динамические силы возникают при работе двигателей маневрирования или посадочных двигателей (включение, выключение, отдельные импульсы и т. д.), при стыковке и в момент касания земли. Во время запуска корабля с Земли солнечные батареи не работают, поскольку электропитание обычно осуществляется от аккумуляторов, однако батарея должна быть спроектирована так, чтобы воздействие ускорения и вибрации не привело к короткому замыканию ее цепей, т. е. чтобы не произошло разрядки аккумуляторов.

5.29. УСКОРЕНИЕ

Механические нагрузки возникают при ускоренном движении космического корабля во время его запуска и в период полета на орбите при изменении линейной или угловой скоростей. Нагрузки, связанные с ускорением, имеют место также при ударах и вибрации.

Ускорение принято оценивать в единицах, равных ускорению свободного падения тел g ; ускорение $1 g = 9,8 \text{ м/с}^2$. Для определения силы, действующей на тело при различных ускорениях, земную массу тела умножают на ускорение, выраженное в единицах g . Типовые значения ускорений, которые принимаются в расчетах при проектировании солнечных батарей, приведены в табл. 5.8а и 5.8б.

Детали, не имеющие жесткого крепления в конструкциях, под действием сил, вызывающих ускорение, смещаются относительно того положения, которое они занимали при монтаже в земных условиях. Если крепление деталей выполнено с помощью упругих элементов, смещение будет временным. В противном случае может образоваться остаточная деформация.

Например, смонтированные группы солнечных элементов будут незначительно отклоняться от равновесного положения только во время

Таблица 5.8а. Типичные значения ускорений во время запуска и подъема (привыты при испытаниях солнечных батарей)

Ракета-носитель	Ускорение g	Время
Saturn-Apollo Лунный модуль	От 8 до 12	5 мин (по каждой из трех взаимно перпендикулярных осей)
Titan-III	4,5	420 с
Thrust Augmented Delta	От 5 до 10	5 мин по каждой оси
Atlas Centaur	От 1 до 7,3	5 мин по каждой оси

Таблица 5.86. Типичные значения ускорений в период входа в плотные слои атмосферы

Планета	Прямой вход при второй космической скорости при различных θ^1 , град			Прямой вход при орбитальной скорости при различных θ , град			Управляемый спуск с орбиты спутника
	5	20	90	5	20	90	
Венера	28,6	112	326	14,3	56	163	8,9
Земля	28,3	111	324	14,3	55,5	162	9,5
Марс	1,6	6,3	18,3	0,8	3,2	9,2	9,2

¹ θ —угол входа в плотные слои атмосферы относительно горизонта; ускорение (отрицательное) выражено в единицах ускорения свободного падения g .

движения с ускорением, в то время как блокирующие диоды, поддерживаемые лишь мягкими выводами, легко могут перегнуться и остаться в этом положении после действия нагрузки. Непрочно закрепленные провода, подсоединенные к контактам солнечных элементов, могут оторвать контакт от кремниевой пластины

Элементы конструкций должны ориентироваться в пространстве таким образом, чтобы не создавалось нежелательных последствий длительного воздействия ускорения. Важно, чтобы детали крепились в местах, близких к центру массы, — это позволит исключить появление больших моментов сил.

Электрические провода должны закрепляться как можно чаще и близко прилегать к плоскости основания батареи

5.30. УДАРНАЯ НАГРУЗКА

Ударной или импульсной нагрузкой называется внезапная нагрузка, приложенная в течение короткого отрезка времени. Ударная нагрузка обычно довольно велика, но отрезок времени, в течение которого она действует, сравнительно небольшой. Основное отличие ударной нагрузки от статической — время, за которое она возрастает до максимального значения по сравнению с периодом собственных колебаний исследуемой конструкции. Если время действия нагрузки меньше полупериода собственных колебаний — это ударная нагрузка. Нагрузка, время действия которой превышает три периода собственных колебаний, рассматривается как статическая.

На солнечные батареи ударная нагрузка воздействует таким же образом, как и ускорение и вибрация. Сильная начальная деформация элементов конструкции затем уменьшается, изменяясь по закону затухающих гармонических колебаний. Воздействие импульсных нагрузок на детали конструкций зависит от частоты собственных колебаний, от интенсивности и длительности импульса.

При конструкции солнечных батарей, расположенных на значительном расстоянии от ракеты-носителя, обычно нет необходимости учи-

тывать действие ударных нагрузок. Однако если батарея будет находиться близко к ракете-носителю или недалеко от пиротехнических устройств, может оказаться необходимым использовать противоударную амортизацию для предохранения солнечных элементов и их стеклянных покрытий от растрескивания.

Ударные нагрузки встречаются:

- 1) во время транспортировки и при проведении монтажных работ;
- 2) в моменты срабатывания пиротехнических устройств (пироболтов и замков, разъединяющихся электрокабелей, ограничителей и т. п.);
- 3) в моменты срабатывания разделяющих устройств;
- 4) в период работы реактивного двигателя (от неравномерности сгорания топлива);
- 5) в моменты отделения ракеты-носителя и спутника;
- 6) при попадании метеорных тел,
- 7) во время стыковочных операций;
- 8) в момент приземления.

Верхний предел типовых значений ударных нагрузок, которые используются при испытаниях солнечных батарей, равен 2500 g, что соответствует нагрузке, возникающей в непосредственной близости от пиротехнических устройств в момент их срабатывания. Длительность ударных импульсов обычно составляет от 1 до 10 мс.

5.31. ВИБРАЦИЯ

Периодические колебания системы относительно равновесного положения или периодическое изменение формы по сравнению с формой в нормальном состоянии называют вибрацией. Колебания могут быть свободными и вынужденными. В упругой системе свободные колебания происходят под действием сил, возникающих в самой системе, без влияния внешних сил. Частотный спектр свободных колебаний состоит из одной или более частот собственных колебаний. Вынужденные колебания возбуждаются внешними силами; частотная функция этих сил может изменяться по синусоидальному закону или иметь случайный характер.

В общем случае частота (частотный спектр) воздействующих сил не зависит от собственной частоты системы. Однако по мере передачи возбуждения от источника до конкретного узла спектр частот может несколько измениться. Это справедливо и для солнечных батарей, смонтированных непосредственно на корпусе космического аппарата, и для батарей с раскрывающимися панелями.

Когда силы, вызывающие вибрацию, действуют на систему с частотой, близкой к частоте ее собственных колебаний, наступает резонанс. Если при этом отсутствуют причины, приводящие к затуханию процесса, амплитуда увеличивается до некоторого предельного значения, после чего могут возникнуть повреждения — деформация или разрушение элементов крепления. Важнейшая задача конструктора солнеч-

ных батарей — не допустить возможности появления резонанса при вибрации или специальными средствами обеспечить его затухание. Это относится ко всем соприкасающимся частям конструкции и к системе ввода

Во время транспортировки, запуска и полета (табл. 5.9 и 5.10) амплитуда и частота действия сил, возбуждающих вибрацию, почти всегда имеют случайный характер. Однако при проектировании и испытаниях конструкций оценка воздействия вибрации проводится в упрощенном виде: считают, что колебания происходят по синусоидальному закону с медленно изменяющейся частотой. Для оценки способности солнечной батареи противостоять вибрации определяют одну из трех величин, характеризующих колебания, — амплитуду, ускорение в функции от частоты и среднее значение квадрата спектральной плотности ускорения. Иногда для этого используют и другие величины.

Т а б л и ц а 5.9. Типичные параметры вибрации в период 'запуска

Причина вибрации и фаза полета	Параметры вибрации
Шум, создаваемый струей газов из двигателей ракеты	Обычно наиболее жесткие условия вибрации. В период запуска в атмосфере высока амплитуда случайных колебаний. Вибрация характеризуется широким спектром частот, включая резонансные частоты конструкций ракеты-носителя, космического аппарата, обтекателя, оборудования
Запуск космических аппаратов с Земли	Среднеквадратичное значение — около 10 g, частота — от 600 до 1600 Гц. Акустический шум в области космического аппарата — 150 дБ длительностью 60 с
Полет космических аппаратов на низких земных орбитах	Вибрация — до 1000 Гц и до 50 g длительностью 5 мин
Полет космических аппаратов на лунных орбитах	Вибрация — выше 1000 Гц и до 50 g длительностью 10 мин
Запуск с Луны	Вибрация — до 15 g, частота — свыше 1000 Гц
Прилунение	Вибрация — до 50 g, диапазон частот — от нескольких герц до нескольких тысяч герц

Амплитудная характеристика обычно выражается числом, равным двойному значению амплитуды колебаний, и показывает сумму отклонений от равновесного положения в одну и другую стороны в зависимости от частоты. При вибрации отклонения не должны превышать этого максимально допустимого значения, чтобы предотвратить: 1) чрезмерный изгиб основы батареи и возможное повреждение солнечных элементов или контактных соединений; 2) прикосновение батареи к другим конструкциям космического корабля или кожуха (обтекателя) и повреждение батареи или этих конструкций.

Таблица 5.10. Типичные значения интенсивности случайных вибраций в период запуска и подъема (уровни, принятые для испытаний солнечных батарей)

Ракета-носитель	Диапазон частот, Гц	Интенсивность, $g^2/Гц$
Saturn-Apollo Лунный модуль	15—100	0,01—0,06
	100—1000	0,06
Titan-III	$(1—2) \cdot 10^3$	0,06—0,015
	20—800	0,01—0,4
	800—1500	0,4
Atlas Agena	$(1,5—2,0) \cdot 10^3$	0,4—0,3
	20—150	0,023
	150—300	0,023—0,045
Thrust Augmented Delta Scout	300—2000	0,045
	20—2000	0,07
	20—20 · 10 ³	0,07

Частотный спектр ускорения. Зависимость ускорения от частоты фактически также представляет собой амплитудную характеристику. Выражается ускорение обычно в единицах ускорения свободного падения g . Амплитуда ускорения измеряется акселерометрами, устанавливаемыми в месте возбуждения колебаний и в различных наиболее чувствительных точках, где ожидается наиболее усиленная вибрация. Амплитуда ускорения применяется для описания только синусоидальных колебаний. Эта величина особенно помогает для определения резонансных частот. Среднеквадратическое значение амплитуды ускорения $A_{ск}$ связано с пиковым значением $A_{п}$ следующим выражением:

$$A_{ск} = \left\{ \frac{1}{T} \int_0^T [A_{п} \sin(\omega t)]^2 dt \right\}^{1/2},$$

где $\omega = 2\pi f$; T — период; t — время.

В случае гармонических колебаний выражение упрощается:

$$A_{ск} = \frac{\pi}{2\sqrt{2}} A_{среднее} = \frac{1}{\sqrt{2}} A_{п}.$$

Среднее значение квадрата спектральной плотности ускорения. Это величина, имеющая размерность $g^2/Гц$, пропорциональна плотности энергии и используется для оценки опасности случайных колебаний. Случайные колебания характеризуются независимыми значениями амплитуд и частот. Для каждого момента времени можно представить вероятный спектр частот и соответствующее вероятное распределение амплитуд колебаний. Однако более полезна информация не для каждого отдельного момента времени, а за длительный промежуток, равный, например, полной фазе запуска, т. е. в течение всего времени действия вибрации. В этом случае удобно использовать среднее значение квадра-

та спектральной плотности ускорения, которое определяется в функции частоты $W(f)$:

$$\int_0^{\infty} W(f) df = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T f_2(t) dt,$$

где f — частота.

Снижение воздействия вибрации. Воздействие вибрации можно уменьшить следующими способами:

1) введением слоя изоляции между подложкой солнечной батареи и конструкциями космического корабля;

2) изменением собственной частоты колебаний солнечной батареи путем варьирования ее формы, массы, жесткости конструкции или разделением батареи большой площади на отдельные модули;

3) использованием амортизаторов, мягких прокладок или дополнительных связующих элементов, ограничивающих амплитуду колебаний и рассеивающих энергию;

4) исключением острых углов, кромок и пазов в конструкции панелей, исключением длинных отрезков незакрепленных проводов;

5) закреплением электрических проводов и мест их соединений с интервалами, не допускающими их чрезмерного отклонения от прилегающей поверхности;

6) применением заклепочных соединений, создающих лучшую амортизацию, вместо сварных. Клепка должна выполняться без приложения нагрузки к соединяемым деталям, иначе в заклепке при формовании головки могут появиться остаточные напряжения;

7) закреплением болтов и гаек, поскольку при вибрации и ударах они могут свинчиваться.

В болтовых соединениях необходимо избегать чрезмерного зазора, который позволяет деталям перемещаться относительно друг друга; целесообразно использовать установочные штифты. Болты обычно изготовляют из материалов с невысоким пределом текучести, и поэтому при ударной нагрузке они могут разрываться, даже если имеют высокий предел прочности. Усталостную прочность болтов можно увеличить, применив холодную обработку при их изготовлении: прокатку при нарезке резьбы, создание галтелей возле головки, точечную наклепку при обработке стержня. Для фиксации элементов крепления целесообразно использовать такие приемы, как продевание проволоки через отверстия в гайках или болтах, которая затем закрепляется к основной детали, и применение фрикционных гаек с полимерными втулками или деформированных отверстий и фрикционных болтов с полимерными втулками в резьбовой части. Пружинные шайбы как фиксирующее средство при наличии ударов и вибрации надо использовать с осторожностью. Всегда, когда требуется амортизация, вместо сварки желательно использовать механический способ соединения деталей.

5.32. АКУСТИЧЕСКОЕ ПОЛЕ

Во время запуска образуется мощное акустическое поле, источником которого служат газы, выходящие из ракетного двигателя. Струи газов, отражаясь от земли, направляются вновь к ракете и космическому аппарату, прикрытому головным обтекателем. Другой источник аку-

Таблица 5.11. Типичные уровни звукового давления акустического поля в период запуска и подъема различных ракет-носителей (используются для приемных испытаний солнечных батарей¹)

Среднее значение частоты в полосе, равной 1/3 октавы, Гц	Уровни звукового давления в полосе, равной 1/3 октавы		
	Atlas Centaur	Titan-IIIС	Titan-IIIД
5	98	—	—
6,3	102	—	—
8	105	—	—
10	108	—	—
12,5	111	—	—
16	114	—	—
20	117	—	—
25	120	—	—
31,5	122	—	—
40	125	124	136
50	127	125,5	138
63	129	127	140,5
80	131	129	142,5
100	132	130,5	144
125	133,5	131,5	145
160	134,5	132,5	146
200	135,5	133,5	147
250	136	134	147,5
315	135,5	134,5	148
400	135	134,5	148
500	133,5	134	147,5
630	131	133,5	147
800	129	133	146,5
1000	127	132	145,5
1250	125	131	145
1600	123	129,5	143
2000	121	128,5	142
2500	119	126,5	140
3150	117	125	138,5
4000	115	123	136,5
5000	112,5	121,5	135
6300	110	120	133,5
8000	108	118	131,5
10 000	106,5	—	129,5
Полное значение звукового давления	146,0	145,0	158,0

¹ Эталонный уровень равен $2 \cdot 10^{-5}$ Па.

стического поля — аэродинамические колебания самого обтекателя, возникающие при высоких скоростях воздушного потока. В результате вибрации космического корабля и обтекателя образуется поле акустических колебаний и внутри объема, закрытого обтекателем. Эти колебания (случайного частотного распределения) особенно сильно воздействуют на солнечные батареи, которые располагаются наиболее близко к обтекателю. Вибрация, возникшая под действием акустических сил, часто превосходит колебания, переданные батарее через элементы конструкции, поэтому обеспечение устойчивости к действию акустического поля представляет собой один из важных аспектов проектирования солнечных батарей. При испытаниях в акустическом поле, так же как и при вибрационных испытаниях, чаще всего повреждается основа батареи, а не сами солнечные элементы и их компоненты. Рекомендации по снижению воздействия акустического поля аналогичны тем, которые даны для любых видов вибрации.

Интенсивность акустического поля измеряется с помощью микрофонов и выражается в децибелах — единицах уровня звукового давления. Шкала децибел строится по отношению логарифмов уровней мощности (или квадратов силы, квадратов смещения, квадратов ускорения). Если F — измеренное значение интенсивности акустического поля (силы на единицу площади), тогда уровень звукового давления в децибелах равен

$$1 \text{ дБ} = 10 \lg (F^2/F_0^2) = 20 \lg (F/F_0),$$

где F_0 — эталонное значение уровня звукового давления, которое обычно принимается равным $2 \cdot 10^{-5}$ Па. Типичные значения уровней звукового давления, используемые при проектировании и испытаниях, приведены в табл. 5.11. Реальные же значения, ожидаемые в полете, на 3 дБ ниже

5.33. СОЛНЕЧНАЯ СИСТЕМА

Солнечная система включает в себя Солнце — центральное тело, на долю которого приходится около 99% общей массы, девять планет с их 31 известным спутником¹, а также несчетное число небольших объектов, которые изредка появляются на небе, — комет, метеоров или метеорных тел. Все эти тела обращаются по различным эллиптическим орбитам вокруг Солнца. Орбиты всех планет могли бы вместиться в тонкий диск диаметром 80 а.е. или 1/800 светового года. Характеристики солнечной системы приведены в табл. 5.12 и на рис. 5.14.

Астероиды. Астероиды (или малые планеты) — небольшие неправильной формы тела различных размеров (от 1

¹ В настоящее время известно около 39 спутников (см. сноску 2 в табл. 5.12) — *Прим. пер*

до 800 км), орбиты которых пролегают в основном между орбитами Марса и Юпитера, т. е. на средних расстояниях от Солнца (2,1—3,5 а.е.). Восемь астероидов в перигелии подходят к Солнцу ближе, чем Земля, а один (Икар) — ближе, чем Меркурий. Предполагается, что существует 80 000 астероидов яркостью более 18-й звездной величины. Элементы орбит определены на сегодня примерно для 2000 из них.

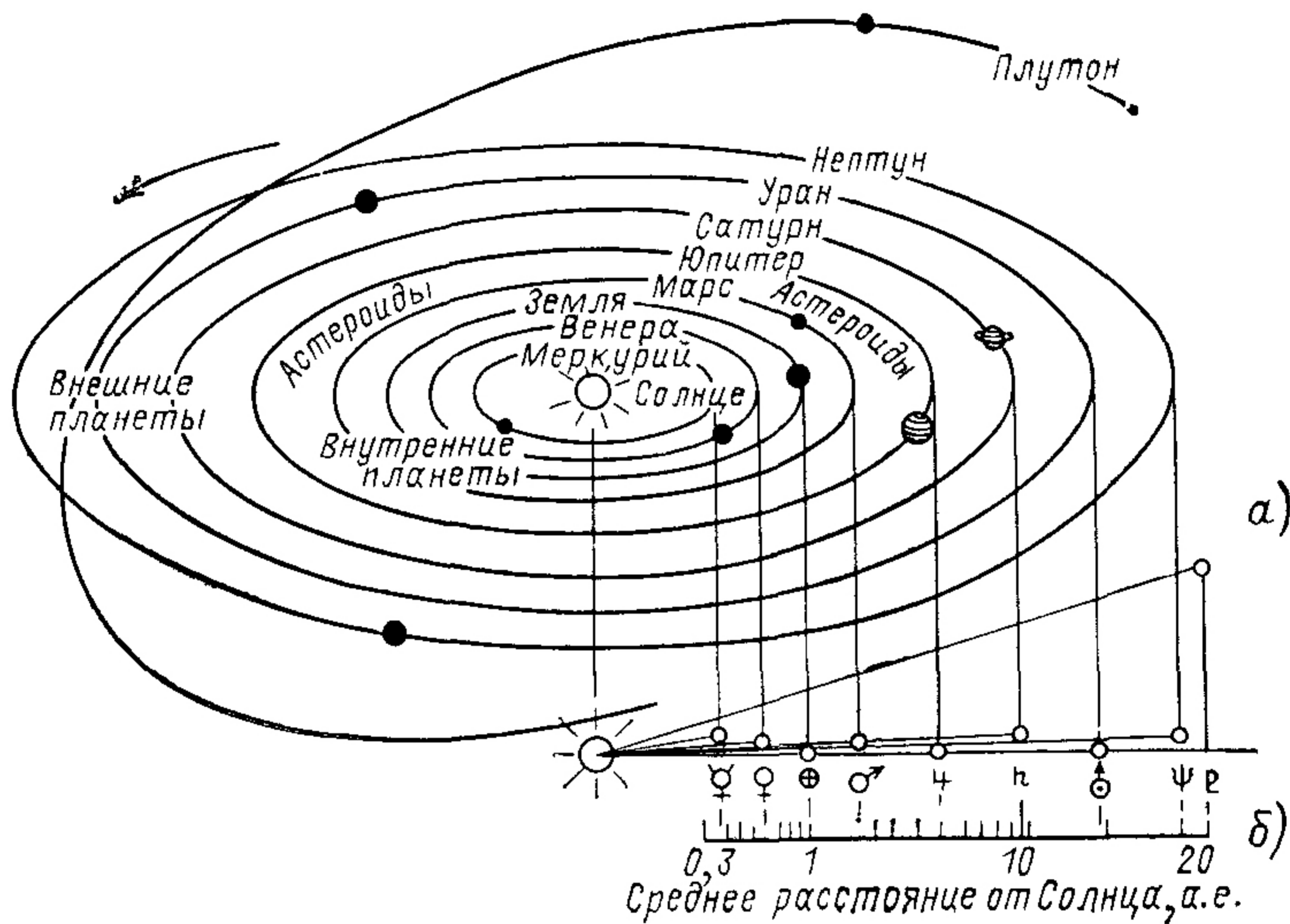


Рис 5 14 Упрощенная схема солнечной системы

а — вид на солнечную систему из точки Севера (вращение планет вокруг Солнца против часовой стрелки); *б* — вид сбоку (вдоль плоскости эклиптики), показан наклон орбит планет и их спутников

Кометы выглядят обширными туманными пятнышками с вытянутыми хвостами. Ядро кометы, скрытое под оболочкой (диаметром, вероятно, в несколько километров), проходя по внутренней части солнечной системы, теряет каждый раз, по-видимому, тысячную долю своей массы. В настоящее время можно наблюдать многие из 550 известных науке комет. Двигутся они по очень вытянутым эллипсам, подчиняясь закону Кеплера. Периоды их обращения вокруг Солнца могут быть очень длительными (тысячи лет у 450 комет) и сравнительно короткими (6—8 лет почти у 100 комет). Знаменитая комета Галлея — одна из немногих период обращения которых имеет промежуточное значение. Несмотря на такое осязаемое преобладание орбит, близких к параболическим, еще не обнаружено объектов, которые можно было бы твердо отнести к внесолнечным.

Таблица 5.12. Характеристики солнечной системы [8]

Планета	Размер большой полуоси орбиты, а. е. ¹	Период обращения, в земных годах	Средний диаметр в единицах диаметра Земли	Относительная масса, в единицах массы Земли	Число естественных спутников ²	Сила тяжести на поверхности у экватора, в единицах силы тяжести на Земле	Температура поверхности, °С	Альбе-до	Давле-ние на поверх-ности, атм ³	Состав атмосферы
Солнце	—	—	109,2	$3 \cdot 10^5$	—	28	6500	—	—	—
Меркурий	0,387	0,241	0,379	0,055	0	0,380	400	0,06	$\ll 1$	Следы тяжелых газов
Венера	0,723	—	0,956	0,815	0	0,893	430	0,76	16?	83% CO ₂ возможно N ₂ , следы паров, воды
Земля	1,000	1,00	1,00	1,00	1	1,00	15	0,36	1	—
Марс	1,524	1,88	0,535	0,108	2	0,377	От 30 до —120	0,15	0,01	90—100% CO ₂ , остаток неизвестен, но верхний предел N ₂ , вероятно, 3%
Юпитер	5,203	11,9	11,14	317,9	12	2,54	—140	0,51	1	—
Сатурн	9,539	29,5	9,47	95,1	10	1,06	—170	0,50	?	—
Уран	19,25	84,0	3,69	14,5	5	1,07	—210	0,66	?	NH ₃ , CH ₄
Нептун	30,04	164,8	3,50	17,0	2	1,4	—220	0,62	?	H ₂ , He
Плутон	39,64	247,7	1,1?	0,8	0	0,7?	—220	0,16	?	Тяжелые газы?
Луна	—	0,075	0,272	0,012	0	0,165	—150 ÷ +130	0,07	10 ⁻¹⁷	Следы очень тяжелых газов

¹ 1 а. е. = 1,4959789 · 10¹¹ м.² По результатам последних наземных наблюдений [25] и данным, полученным АМС Pioneer, Юпитер имеет 14 спутников, Сатурн, по крайней мере, — 15, Плутон — один. Прим. пер.³ 1 атм. = 101 325 Па. Прим. пер.

5.34. КОСМИЧЕСКИЙ ВАКУУМ

Космическая среда состоит из сильно разреженной смеси водорода, гелия, протонов и α -частиц. В межпланетном пространстве давление газа составляет приблизительно 10^{-18} Па (около 10^{-16} мм рт. ст.), в межзвездном пространстве, — по-видимому, ниже 10^{-27} Па. В лабораторных условиях в лучшем случае достигают 10^{-12} — 10^{-15} Па, однако на практике хорошими считают вакуумные системы, дающие разрежение 10^{-12} Па. В космических камерах обычно создают давление 10^{-8} Па.

Для технических целей рекомендуются следующие типовые значения:

Давление газов, Па	10^{-11}
Плотность, г·см ³	10^{-23}
Кинетическая температура, К	$2 \cdot 10^5$

Воздействие вакуума на металлы. Магний, кадмий, цинк — это металлы, которые в нагретом состоянии испаряются в космическом вакууме со значительной скоростью. Эти металлы, если только они не предназначены для работы при низкой температуре, или не используются в толстых слоях, или на них не нанесено защитное покрытие из материалов с меньшей летучестью, применять в открытом космосе нецелесообразно. Из упомянутых металлов в космосе применялся лишь магний, который ставили на спутнике Midas II. При использовании летучих материалов надо иметь в виду, что, во-первых, эти материалы изменяют естественную среду вокруг приборов, предназначенных для работы в условиях космического вакуума, и, во-вторых, их пары, конденсируясь на более холодных поверхностях, могут вызвать, например, короткое замыкание электрических цепей, изменить излучательную способность поверхности, повлиять на оптические свойства зеркал и покрытий солнечных элементов. Сублимация материалов может быть замедлена с помощью покрытий, обладающих низкой упругостью паров, например окисных покрытий.

Скорость потери массы в общем случае растет пропорционально увеличению упругости паров материала в вакууме. В табл. 5.13 представлены данные по скорости сублимации некоторых металлов при различных температурах.

Механические свойства металлов в вакууме отличаются от их свойств на воздухе. У одних металлов после испытаний в вакууме прочность повышается, у других уменьшается, снижаются пределы текучести и усталости [9].

Таблица 5.13. Сублимация металлов в высоком вакууме

Элемент	Температура, °С, при которой сублимация происходит со скоростью			Температура плавления, °С
	0,1 мкм в год	10 мкм в год	1 мм в год	
Кадмий	38	77	122	320
Цинк	71	127	177	420
Магний	110	171	243	650
Серебро	480	590	700	960
Алюминий	550	680	810	660
Бериллий	620	700	840	1280
Медь	630	760	900	1080
Золото	660	800	950	1060
Хром	750	870	1000	1870
Железо	770	900	1500	1540
Никель	800	940	1090	1450
Титан	920	1070	1250	1670
Молибден	1380	1630	1900	2610
Тантал	1790	2040	2320	2980
Вольфрам	1870	2150	2480	3430

Примечание. Скорость сублимации, см/с, получена при делении скорости сублимации, г/(см²·с), на плотность металла, г/см³.

На воздухе в поверхностном слое образуются: 1) окисные пленки или поверхностный слой в результате диффузии газов. Эти процессы повышают поверхностную прочность и твердость материала; 2) трещины, и происходит адсорбирование в них газов. Будут ли материалы прочнее в вакууме или на воздухе — зависит от того, какой из этих процессов преобладает. Стекло, например, в вакууме порядка 10^{-7} Па в 3 раза прочнее, чем на воздухе. Чистота обработки поверхности, таким образом, может оказать значительное влияние на прочность металлов в вакууме.

Воздействие вакуума на органические материалы. Условия высокого вакуума в космическом пространстве вызывают сублимацию материала, изменяют его пластичность. Потери массы органических полимеров в вакууме обычно происходят в результате испарения фракций с меньшей молекулярной массой: непрореагировавших соединений, посторонних примесей, адсорбированных (на поверхности) и абсорбированных (в объеме) газов, влаги и других веществ. При потере массы этих соединений и посторонних примесей могут однако, изменяться важные свойства полимеров. Например, из-за потери пластичности в результате испарения материал станет более жестким и хрупким, в результате снизится его относительное удлинение, увеличится предел прочности при растяжении и изги-

бе. Электрические детали, например конденсаторы, могут изменить объем, если изоляционные материалы, использованные в их конструкции, потеряют влагу или другие посторонние примеси, которые попали в материал при его изготовлении.

Скорость потери массы при фиксированном давлении и температуре со временем изменяется. Вначале скорость высокая, что связано с потерей адсорбированных газов, влаги и других посторонних примесей. Для некоторых полимеров за время их хранения общая потеря массы может достигать 3%.

Относительно высокая скорость потери массы резко снижается, когда потеря массы связана с деградацией основного полимера.

Полимеры с относительно высоким молекулярным весом, такие, как фторопласт, не испаряются в вакууме или испаряются, но при значительной температуре, когда они разлагаются или деполимеризуются. Эти полимеры имеют такую низкую упругость паров, что для их сублимации необходимо подводить энергию, достаточную для разрыва химических связей. Многие технически важные полимеры не сублимируются в высоком вакууме, и их тепловая стабилизация в вакууме должна быть по крайней мере такой же, как и в земной атмосфере.

Сделаем некоторые выводы и рекомендации относительно использования материалов в солнечных батареях космического назначения.

1. Скорость и потеря массы наиболее высоки в начальном периоде испытаний, когда испаряемые вещества находятся вблизи поверхности. Далее скорость снижается до уровня, определяемого скоростью диффузии через полимер к поверхности.

2. Предпочтение следует отдавать жестким органическим материалам, а не эластичным.

3. Желательно использовать материалы с минимальным числом добавок и модификаторов.

4. Стабилизацию параметров органических материалов можно получить за счет длительной их выдержки в вакууме при нормальной или повышенной температуре для удаления непрореагировавших низкомолекулярных фракций.

5. Материалы с высокой скоростью потери массы, необходимость применения которых в космических условиях диктуется их особыми свойствами, должны быть предварительно выдержаны в вакууме при повышенной температуре для снижения, насколько это возможно, потерь массы материала в космосе.

Смазочные материалы в условиях космического вакуума. Обычные смазочные материалы, как правило не подходят для использования в космосе, поскольку они обладают высокой упругостью паров, которые образуются в результате испарения жидкости. Даже если скорость испарения жидкости из смазочного материала и приемлема, возникающие пары могут конденсироваться на холодных поверхностях — линзах, покровных стеклах солнечных элементов, теплорегулирующих покрытиях. Среди других проблем, мешающих использованию смазочных материалов в вакууме, следует назвать проблемы, связанные с отсутствием кислорода, который необходим для образования пленки, уменьшающей трение на поверхности металлов, и отсутствием абсорбированных паров воды, необходимых для смазки таких материалов, как графит.

5.35. МЕТЕОРНЫЕ ТЕЛА

В межпланетном космическом пространстве содержится множество небольших частиц, называемых метеорными телами. Когда такая частица проходит через земную атмосферу, ее светящееся раскаленное тело называют метеором. Остатки метеорных тел, обнаруживаемые на поверхности Земли, называют метеоритами.

Метеорные тела классифицируются по координатам точки небосвода, из которой они появляются, а также по частоте появления. Происхождение метеорных тел может быть связано с астероидами или с кометами. Кометные метеорные тела входят в земную атмосферу отдельными частицами, потоками или дождями: астероидные приходят только отдельными частицами.

Астероидные метеорные тела — относительно плотные (в среднем около $3,5 \text{ г} \cdot \text{см}^{-3}$), богатые железом, неправильной формы, похожие на камни частицы. Плотность кометных метеорных тел меньше (в среднем $0,5 \text{ г} \cdot \text{см}^{-3}$), чем астероидных. Они часто обладают губчатой или пористой структурой. Хотя даже самые большие кометные метеорные тела не превышают 1 мм в диаметре, большая частота их появления и огромные скорости (в среднем 20 км/с, а иногда до 72 км/с) могут создавать опасность для космического корабля и солнечной батареи. Предполагается, что наибольшую угрозу для батарей могут представлять метеорные тела с массой от 10^{-6} до 10^{-3} г, так как частицы с меньшей массой не имеют достаточной энергии, чтобы вызвать повреждение, а частицы с массой более 10^{-3} г встречаются редко.

При оценке опасности метеорных тел для солнечной батареи необходимо знать массы метеорных частиц, частоту появления и вероятность их встречи на данной орбите в конкретное время.

Повреждение солнечных батарей под ударами метеорных тел. Под ударами метеорных тел происходит в основном эрозия покровного стекла и теплорегулирующего тыльного покрытия солнечных батарей. Эрозия покровных стекол состоит в появлении мелких ямок и царапин на просветляющем покрытии (обычно из фторида магния) и в эрозии самого стекла (подобная поверхность образуется после обработки на пескоструйном аппарате). Удары тяжелых частиц, имеющих высокую скорость, могут привести к растрескиванию покровного стекла, однако таких частиц очень мало. Растрескивание покрытий обычно не оказывает влияния на выходные параметры солнечных элементов.

Летные данные, поступающие со спутников, свидетельствуют об отсутствии значительных повреждений от метеорных тел. Таким образом, считается, что под воздействием метеорных тел параметры солнечных батарей не изменяются.

5.36. ЗАГРЯЗНЕНИЕ

Одна из причин снижения выходных параметров солнечных батарей в космосе связана с загрязнением их поверхности вследствие конденсации газов, выходящих из двигателей, и паров, которые образуются из-за сублимации металлических и неметаллических материалов, используемых в конструкции космического аппарата. Загрязнение вызывает уменьшение выходных параметров по двум причинам: теряется часть светового потока и повышается рабочая температура солнечных элементов. Увеличение температуры связано с ухудшением термооптических характеристик покровного стекла и теплорегулирующего покрытия на обратной стороне батареи. Предпринимались попытки экспериментально оценить воздействия выходных газов двигателей на потерю мощности батареи, но заметного эффекта (превышающего, по-видимому, 2%) отмечено не было. Теоретические расчеты потерь мощности из-за образования налета от сублимации материалов показали, что ухудшение параметров солнечных батарей может быть более значительным — до 10% для орбитальной научной станции Skylab. Реальные данные, полученные со станции после ее пребывания на орбите в течение 200 суток,

свидетельствовали о наличии такого загрязнения, однако его влияние на выходные параметры солнечных батарей не удалось отделить от общего воздействия всех факторов космических условий, включая УФ-излучение и корпускулярную радиацию [10, 11].

5.37. ГРАВИТАЦИЯ В КОСМОСЕ

Гравитационный потенциал U Земли снижается приблизительно пропорционально квадрату расстояния r от центра Земли:

$$U = GE/r^2,$$

где $GE = 398601,2 (\pm 0,4) \text{ км}^3 \cdot \text{с}^{-2}$ — геоцентрическая гравитационная постоянная. Вычисление орбит спутников требует детального рассмотрения несферичности формы и неоднородности распределения массы Земли.

Влияние невесомости. Невесомость вообще полезна для солнечной батареи и ее узлов, особенно если батарея длинная, а ее конструкция легкая. Однако батареи редко пребывают в абсолютной невесомости, поскольку существует множество причин, нарушающих равновесие, в их числе:

- 1) гравитация;
- 2) изменение скорости и высоты космического корабля;
- 3) изменение ориентации солнечной батареи;
- 4) давление солнечного излучения;
- 5) неупорядоченное вращение космического корабля.

Имитацию невесомости при испытаниях крупных раскрывающихся батарей небольшой массы осуществить трудно, однако это делалось, и успешно, с использованием так называемой аппаратуры нулевого ускорения, бассейнов с водой, самолетов.

Момент сил тяжести. Поскольку гравитационный потенциал изменяется обратно пропорционально квадрату высоты, центр тяжести космического корабля не совпадает с центром его массы. Если сила тяжести направлена по прямой, не проходящей через центр массы, возникает вращающий момент. Этот эффект нельзя назвать положительным, но его можно использовать для ориентации космического корабля в пространстве, если корабль имеет соответствующие форму и размеры.

5.38. ДЛИТЕЛЬНОСТЬ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

В начале запусков искусственных спутников Земли срок активного существования их колебался от нескольких месяцев до 3 лет. Последние успехи в области космонавтики

позволяют планировать более длительные полеты. Это, например, работа спутников связи и орбитальных пилотируемых космических станций, рассчитанных на 10-летний срок, а также исследовательские полеты по программе Grand Tour к Юпитеру, Сатурну и далее к Нептуну или Плутону, для которых необходимо время от 6 до 12 лет.

Длительное пребывание солнечных батарей в космосе неблагоприятно сказывается на их работе: батарея деградирует из-за космической радиации. Вероятность рассоединения солнечных элементов — распайки, разрыва сварных соединений из-за усталости металлов — со временем растет, особенно при большом числе термоциклов, связанных с затенением Солнца. С течением времени накапливается объем повреждений солнечных элементов от космической радиации.

5.39. МАГНИТНЫЕ ПОЛЯ

Силовые линии магнитного поля Земли, или геомагнитного поля, исходят из центра Земли, но в области, не совпадающей с географическими полюсами, и вообще расположены на земной поверхности несимметрично. Напряженность геомагнитного поля изменяется приблизительно от $3,0 \cdot 10^{-5}$ — $3,5 \cdot 10^{-5}$ Тл (0,30—0,35 Гс) на экваторе до $6,5 \cdot 10^{-5}$ — $7 \cdot 10^{-5}$ Тл (0,65—0,70 Гс) на магнитных полюсах. С высотой напряженность поля падает примерно пропорционально кубу расстояния от центра гипотетического магнита Земли (рис. 5.15).

Солнечная плазма вносит нарушения в геомагнитное поле и ограничивает его распространение по направлению к Солнцу приблизительно до расстояния, равного 10 радиусам Земли.

Напряженность геомагнитного поля на высоте стационарной орбиты составляет около $1,38 \cdot 10^{-7}$ Тл (138 гамм). В межпланетном пространстве магнитное поле возникает из-за присутствия солнечной плазмы. Напряженность этого поля на расстоянии от 1 до 1,5 а. е. от Солнца составляет примерно $5 \cdot 10^{-9}$ Тл (5 гамм). В периоды увеличения

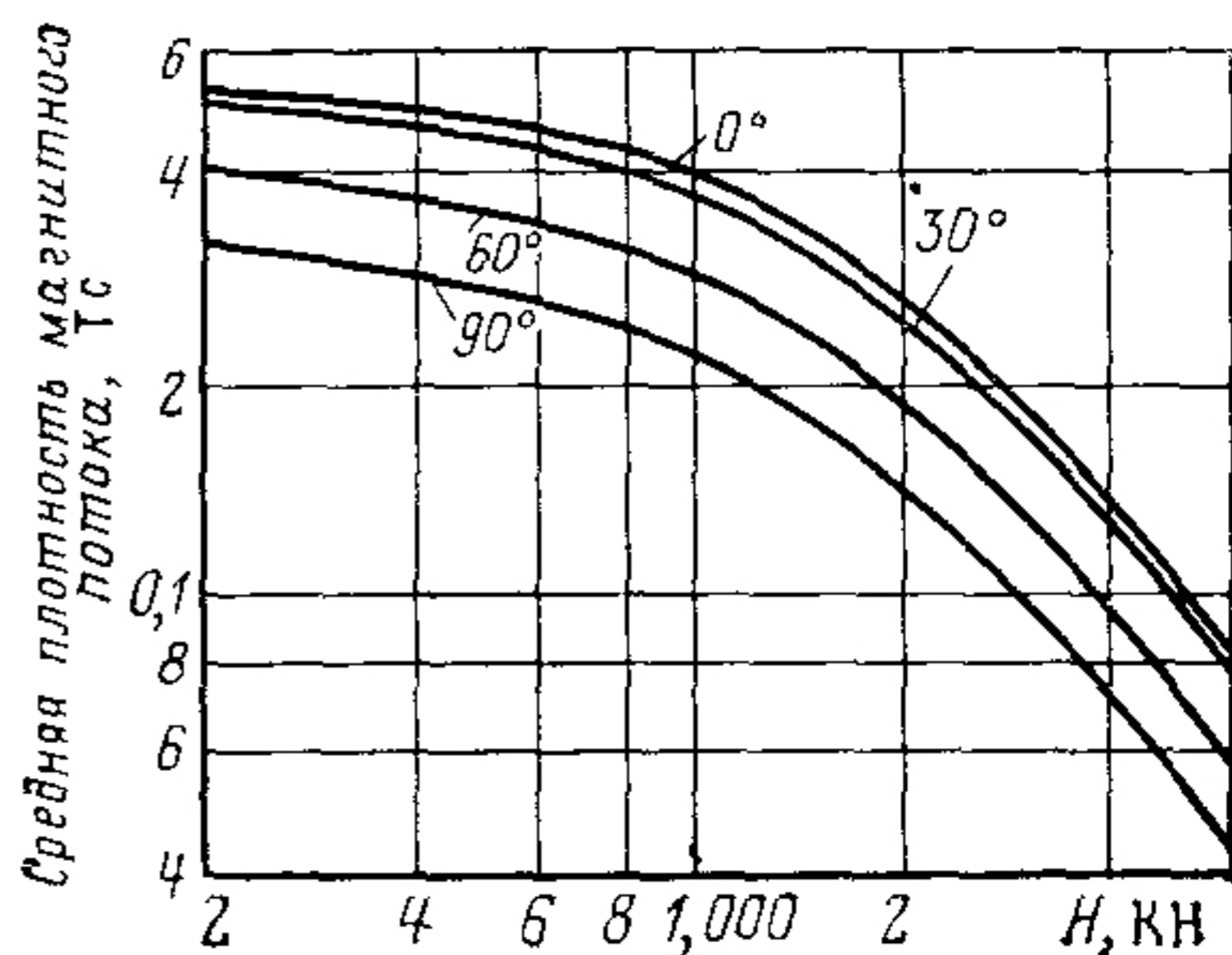


Рис. 5.15. Плотность потока магнитного поля Земли (указан угол, дополнительный к широте места наблюдения)

солнечной активности оно может возрастать почти на два порядка.

Влияние магнитных полей. Магнитные поля, которые создаются солнечными батареями, могут влиять на системы, управляющие положением космического аппарата, а также вносить искажения при экспериментах по изучению магнитных полей. Наличие остаточного магнетизма или токовых контуров приводит к взаимодействию собственного магнитного поля космического аппарата с внешним полем (например, магнитным полем Земли), в результате чего возникает момент сил, действующих на аппарат. Иногда это явление преднамеренно используется для управления положением космического аппарата в пространстве (спутники Tigris ОАО), но чаще оно бывает нежелательным. По этой причине, особенно на космических кораблях, несущих большие солнечные батареи, электрические цепи батарей располагают так, чтобы не возникало сил взаимодействия.

При проектировании солнечных батарей для космических аппаратов, на борту которых должны находиться чувствительные магнитометры, важно ограничиться использованием только немагнитных материалов (за исключением, возможно, кобальта и инвара для соединения элементов) и обратить внимание на расположение электрических цепей, чтобы напряженность магнитных полей, возникающих на корабле или батарее, в месте расположения магнитометра была ничтожно мала.

Уменьшения магнитных полей, создаваемых электрическими цепями, добиваются путем расположения этих цепей таким образом, чтобы поля от прилегающих контуров гасили друг друга.

5.40. ТЕМПЕРАТУРА В КОСМОСЕ

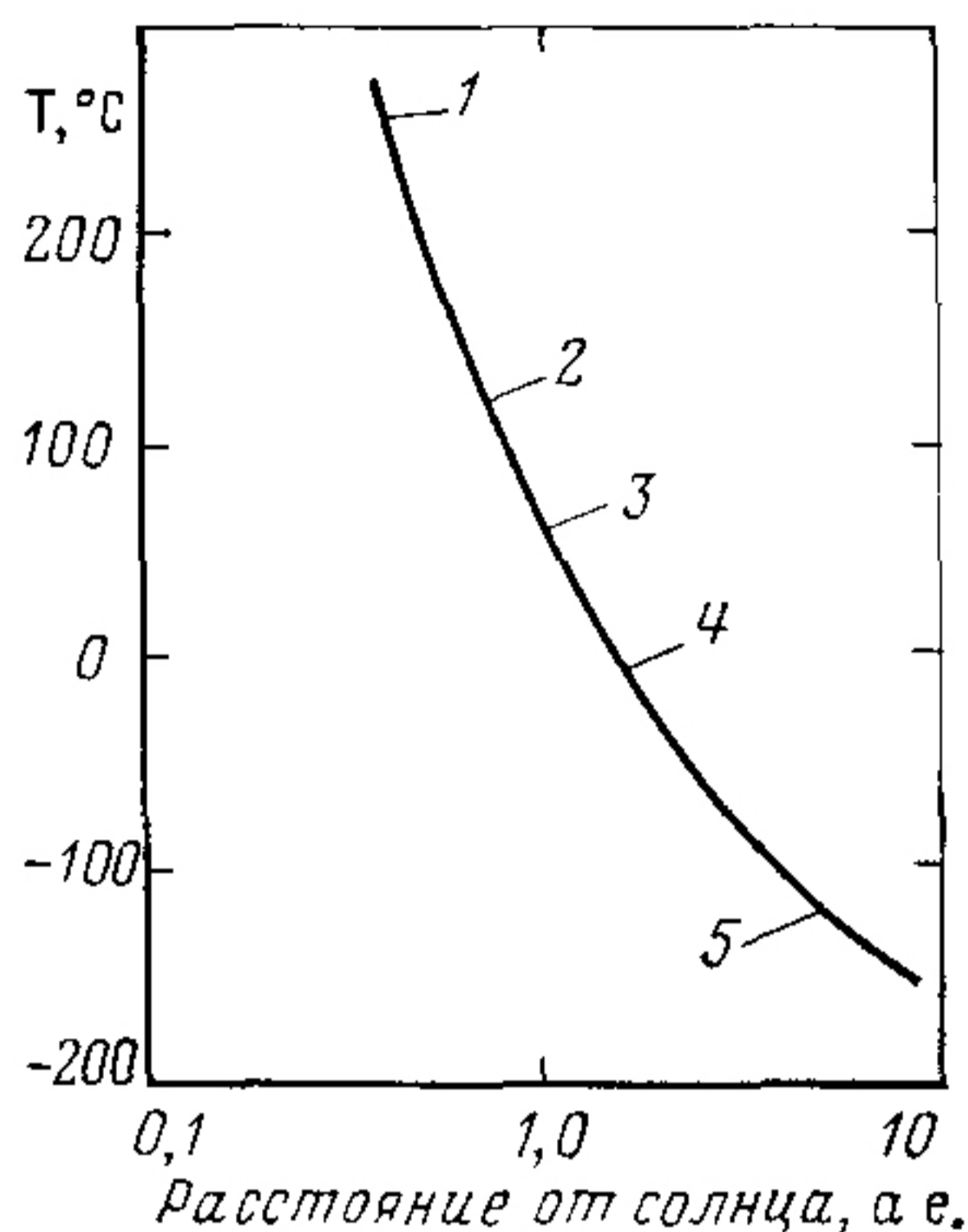
Межпланетная космическая среда состоит из газовых молекул, расположенных на больших расстояниях друг от друга, поэтому понятия о температурах в космосе и в земной атмосфере принципиально отличаются между собой. Вследствие очень низкой плотности среды температура в космосе рассматривается с точки зрения кинетической теории газов. Согласно этой теории температура газа составляет несколько тысяч градусов. Несмотря на такое высокое значение температуры, из-за того что число газовых молекул мало и соответственно тепловая энергия, которой они обладают, ничтожна, космическая среда практически

не оказывает влияния на температуру солнечных батарей. Таким образом, температура космического корабля определяется не температурой окружающей среды, а зависит от энергии, получаемой за счет излучения от внешних источников.

Главный источник тепловой энергии для батарей, находящейся в полете в пределах солнечной системы, — прямое излучение Солнца. Интенсивность теплового потока

Рис. 5.16. Зависимость температуры обычной солнечной батареи корабля *Maginer* от расстояния до Солнца при падении лучей по нормали (типовая кривая):

1 — Меркурий (плотность потока равна 6,67 солнечной постоянной); 2 — Венера (1,91 солнечная постоянная); 3 — Земля (1 солнечная постоянная); 4 — Марс (0,43 солнечной постоянной), 5 — Юпитер (0,37 солнечной постоянной)



изменяется обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца (рис. 5.16). Для объектов, находящихся вблизи планет, существуют и другие источники тепла — отраженное и собственное излучение планет. Энергия собственного излучения планеты зависит от ее температуры и излучательных свойств, отраженная энергия — от альбедо, т. е. отражающих свойств. Альбедо представляет собой выраженное в процентах количество отраженной энергии по сравнению с падающей. Среднее альбедо некоторых тел солнечной системы приведено в табл. 5.12.

Температура солнечной батареи в космосе в установившемся режиме определяется по уравнению теплового баланса. Температура сказывается на электрических параметрах батареи и на ее механических свойствах.

5.41. ОРИЕНТАЦИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ В ПОЛЕТЕ

Мощность солнечной батареи существенно зависит от того, как она расположена относительно Солнца. Положение батареи во время полета определяется возможностями системы ориентации космического корабля, его маневренностью, формой, а также конфигурацией батарей. В табл. 5.14 приведены характеристики типичных околоземных космических кораблей и описание способов ориентации солнечной батареи.

Таблица 5.14. Примеры ориентации солнечных батарей

Конструкция солнечной батареи	Метод управления положением космического корабля	Ориентация осей космического корабля			Примеры космических кораблей			Примечание	
		Продольная (ось крена)	Поперечная (ось тангажа)	Ось курса (рыскания)	Наклон орбиты, град	Угол освещения солнечной батареи, град	Наименование космического корабля		
Цилиндрической формы, смонтирована на корпусе	Стабилизация вращением	По направлению полета	Вращение оси	По направлению к Земле	0	$\pm 23,4$	Intel-sat-IV	Геосинхронная высота	
				к Земле	102	30—60 по оси тангажа	Tiros	Гелио-синхронная орбита	
Прямоугольные панели, раскрывающиеся в фиксированное положение	Гравитационная стабилизация	См. примечание	См. примечание	То же	125	См. примечание	NTS-I	Изменяющиеся условия освещения, зависящие от разворота корабля по курсу, от точки орбиты и времени года	
Раскрывающиеся панели с частичной ориентацией по одной оси	Реактивные двигатели ориентации	Ось ориентации батареи	По направлению к Земле	—	90	0	POGO	Необходим дважды за год разворот по курсу на 180° ; батарея не снабжена поворотными кольцами	
Раскрывающиеся панели с ориентацией по одной оси	То же	По направлению полета	Ось ориентации батареи	По направлению к Земле	0	$\pm 23,4$	FLTSAT-COM	Геосинхронная высота	
			По направлению к Солнцу	То же	То же	32	0	OAO	Звездная ориентация за счет вращения относительно оси тангажа
Разворачивающиеся панели с ориентацией по двум осям	" "	По направлению полета	" "	" "	99	± 6	ERTS-I	Солнечно-синхронная орбита; панели развернуты под углом 33° относительно оси тангажа	
			Ось ориентации батареи	" "	" "	Любой	0	FRUSA	Ориентация батареи проводится независимо от положения космического корабля

Солнечные батареи могут располагаться на космическом корабле в строго определенном положении или иметь возможность ориентирования на Солнце. В первом случае батареи монтируются непосредственно на корпусе космического корабля (и имеют соответственно цилиндрическую, сферическую или тетраидальную форму), но могут выполняться в виде разворачиваемых панелей или сочетать одновременно обе формы. Ориентированные батареи состоят из плоских панелей, которые имеют возможность перемещаться относительно одной или более осей. Системы ориентации, предназначенные для слежения за Солнцем, часто способны выводить часть или всю батарею из зоны освещения, чтобы снять избыток электрической мощности.

В табл. 5.14 включены не все существующие типы конструкций солнечных батарей космических аппаратов. Некоторые варианты предназначены для узко специального применения (имеют ограниченное поле зрения или небольшую мощность). Возможно, например, ориентировать продольную ось стабилизированного космического корабля перпендикулярно плоскости орбиты по направлению к Земле или по направлению к определенной точке пространства. Однако для батарей цилиндрической формы при ориентировании продольной оси на Землю необходимо вводить вспомогательные панели в то время, когда ось корабля параллельна вектору солнечного потока.

Для точного наведения плоских панелей на Солнце необходима двухосевая система ориентации. Такая система (FRUSA) разработана и обеспечивает надежное слежение батарей за Солнцем. Многие другие ориентированные батареи регулируются только по одной оси, ориентация по другой оси, в случае необходимости, проводится путем вращения космического корабля в целом. В табл. 5.14 для каждого приведенного примера дается направление осей корабля с указанием, какая из них используется для ориентирования батарей. Из таблицы видно, что существуют различные способы предупредить падение мощности батарей, связанные с неудобным расположением космического корабля в пространстве.

Например, разворот по курсу, выполненный дважды за год, позволяет исключить механизм ориентации по одной оси. Для геосинхронной экваториальной орбиты наклон ориентированных панелей на $11,7^\circ$, вызванный сезонными отклонениями оси вращения, позволяет увеличить мощность батареи приблизительно на 4 % в течение года.

5.42. КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ В ТЕНИ ЗЕМЛИ

Корабль попадает в тень, если между ним и Солнцем располагается планета или один из ее спутников. Когда Солнце совершенно закрыто объектом, корабль находится в полной тени; если закрыта только часть Солнца, корабль оказывается в зоне полутени. Плотность потока солнечного излучения при заходе в полутень снижается пропорционально площади закрытой части солнечного диска. Сколь-

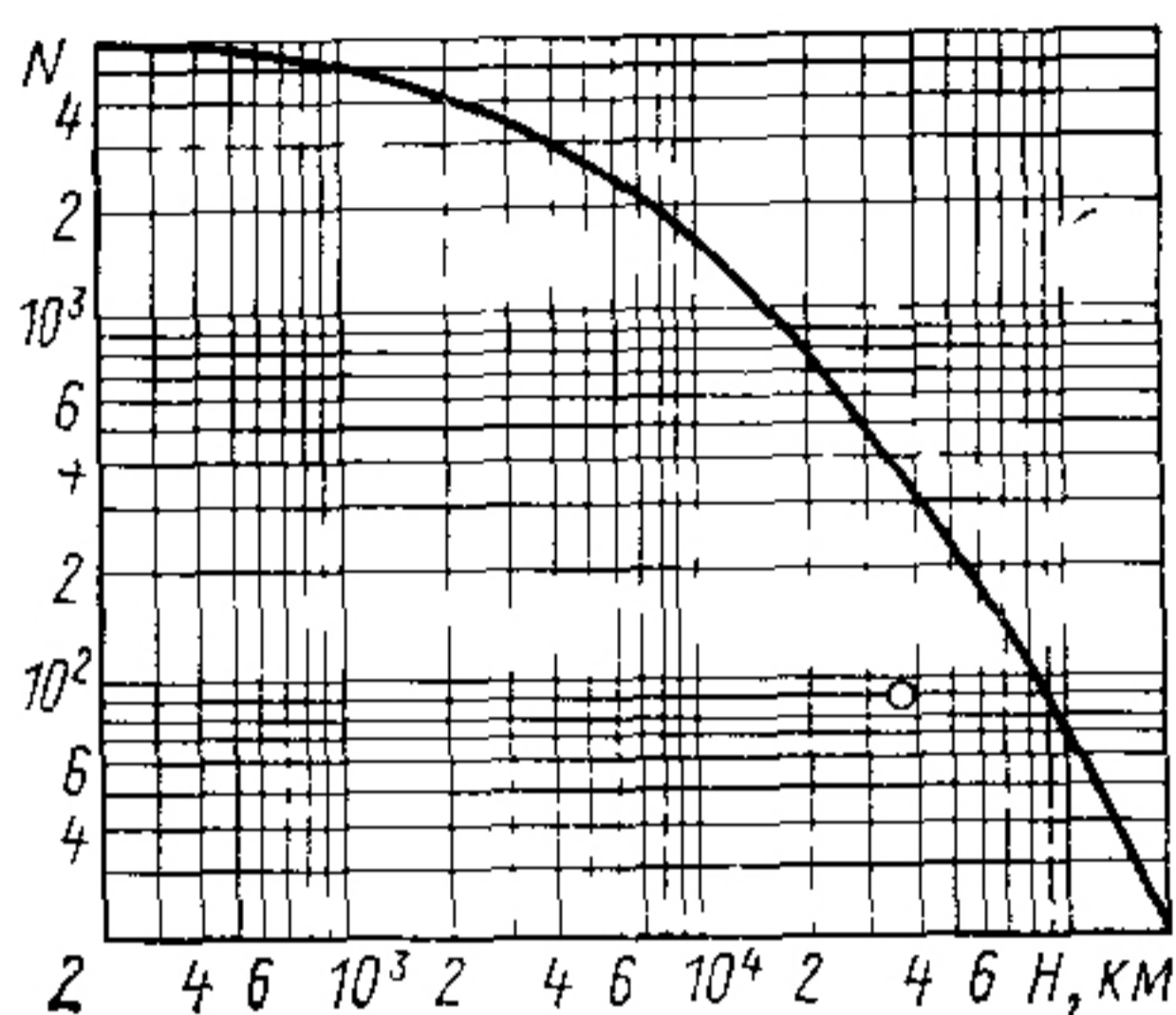


Рис 5.17. Зависимость максимального числа N теневых участков круговой орбиты спутника от ее высоты за годы пребывания спутника на орбите (○ — гелиосинхронная орбита)

ко раз за время своего активного существования спутник будет попадать в земную тень — зависит, главным образом, от высоты и эксцентриситета орбиты. Наиболее часто это происходит на круговых орбитах, пролегающих на малой высоте. На рис. 5.17 показана зависимость между числом заходов космического корабля в тень Земли и высотой его полета по круговой орбите.

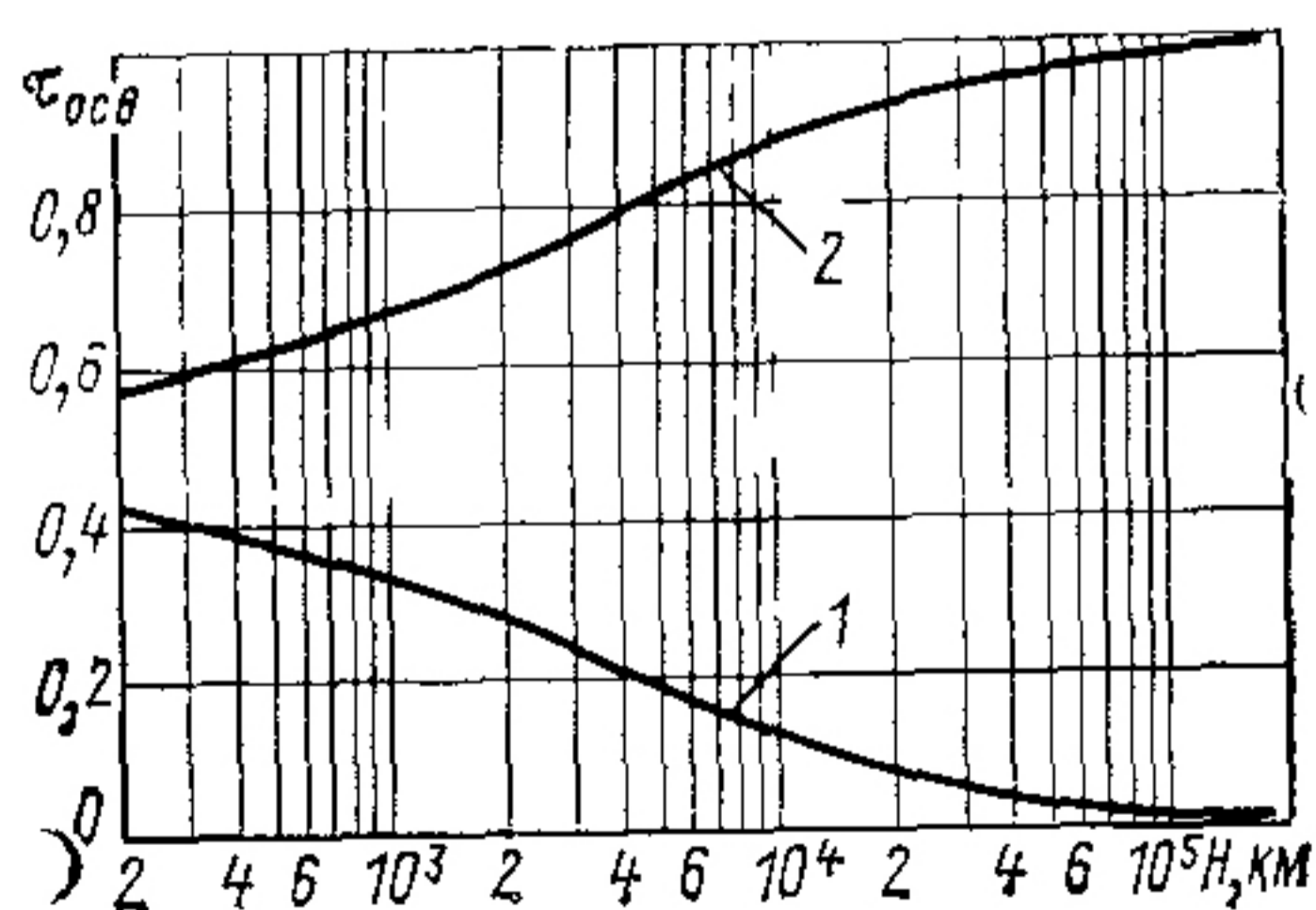


Рис. 5.18.

Рис 5.18. Зависимость продолжительности освещения спутника $\tau_{осв}$ (в долях периода обращения по орбите), находящегося на круговой околоземной орбите, от высоты при минимальном (кривая 1) и максимальном (кривая 2) значении этой продолжительности

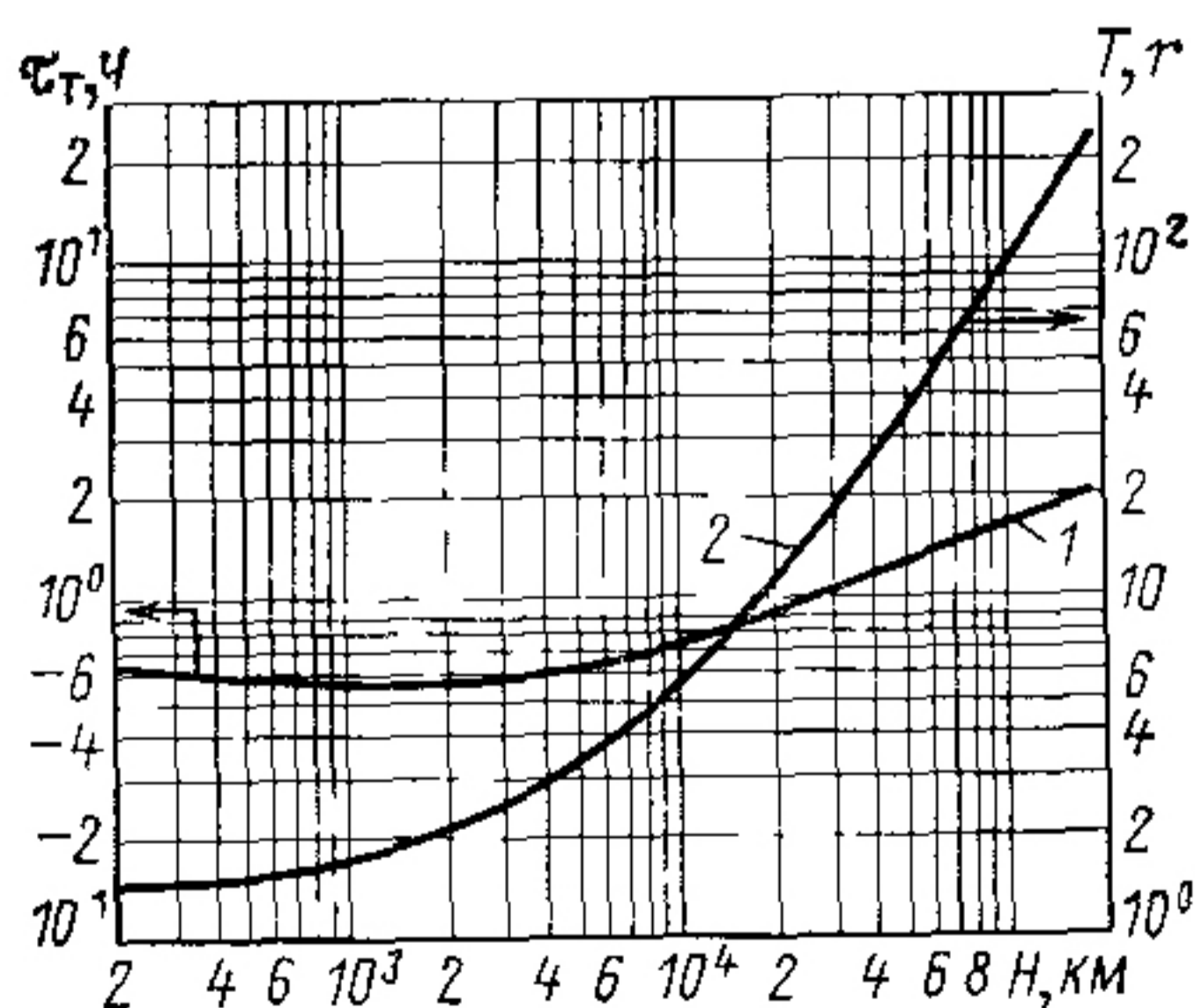


Рис. 5.19.

Рис. 5.19. Зависимость периода обращения T (кривая 2) и длительности пребывания спутника на теневых участках орбиты τ_T (кривая 1) от высоты H круговой орбиты

Даже для одной и той же орбиты длительность пребывания космического корабля в тени может быть разной. Это связано с движением планеты вокруг Солнца, в результате которого изменяется угол между линией Земля — Солнце и плоскостью орбиты корабля. На рис. 5.18 показано, какую часть времени (за виток) спутник, находящийся на круговой орбите, освещается Солнцем. Длительность пребывания в тени показана на рис. 5.19. Падение температуры в период пребывания в тени зависит от длительности этого периода.

5.43. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ ОБ ИОНИЗИРУЮЩЕМ ИЗЛУЧЕНИИ

Ионизирующее излучение можно разделить на электромагнитное, имеющее нулевую массу покоя, и корпускулярное, состоящее из атомных частиц, имеющих конечные массы покоя. Электромагнитное излучение включает ультрафиолетовое излучение, рентгеновское и γ -излучения. Корпускулярное излучение состоит из электронов, протонов, нейтронов и α -частиц.

α -Частицы — положительно заряженные частицы. Их свойства совпадают со свойствами ядер атомов гелия, которые состоят из двух протонов и двух нейтронов.

β -Частицы — это электроны и позитроны. При определении радиационной стойкости солнечных батарей чаще всего используют потоки электронов с энергией порядка 1 МэВ

Фотоны — это кванты электромагнитного излучения. (Определение применяется в основном к квантам излучения оптического диапазона.)

Тормозное излучение — вторичное излучение, испускаемое электронами высоких энергий при столкновении с другими заряженными частицами, например с ядрами. Фотоны тормозного излучения — это рентгеновские лучи, имеющие энергию, близкую к энергии высокоэнергетического электрона, но с более высокой проникающей способностью.

Космическое излучение — это высокоэнергетичные частицы и фотоны электромагнитного излучения, образующиеся в межзвездной среде.

Электроны — элементарные частицы с массой покоя $m = 9,109 \cdot 10^{-31}$ кг и зарядом $q = 1,602 \cdot 10^{-19}$ Кл. Отрицательный электрон называется также негатроном, но обычно используется термин «электрон». Положительный электрон называется позитроном. Отрицательные электроны, встречающиеся в космосе, обозначаются e^- .

γ-Лучи — электромагнитное излучение с длиной волны от 10^{-8} до 10^{-11} см. γ-Лучи являются высокопроникающими и, как правило, испускаются ядрами при переходе из возбужденного состояния на более низкий уровень.

Протоны — положительно заряженные частицы с массовым числом, равным единице, с массой $m_p = 1,672 \times 10^{-27}$ кг и зарядом, равным по величине заряду электрона. Протоны являются ядрами водорода.

Рентгеновские лучи — электромагнитное излучение с длиной волны порядка 10^{-8} см. Рентгеновские лучи обладают высокой проникающей способностью и образуются преимущественно при бомбардировке металлических поверхностей корпускулярным излучением в вакууме.

Плотность потока. Это понятие определяет число частиц, фотонов (или их энергию), прошедших через данную поверхность за данное время. Плотность потока может быть определена и как число частиц в единицу времени, прошедших через поверхность сферы в пределах данного телесного угла.

Поток (флюенс). Понятие, которым обозначается интегральный (по времени) поток; означает полное число частиц или фотонов за данный промежуток времени.

Плотность всенаправленного потока — это число частиц определенного типа, пересекающих поверхность элементарной сферы площадью поперечного сечения 1 см^2 в 1 с .

Плотность ненаправленного потока. Определяется как плотность потока, проникающего в элементарную сферу в определенном интервале единичного телесного угла со всех возможных направлений. В случае когда падающий поток изотропен, плотность ненаправленного потока равна всенаправленному потоку, деленному на 4π (телесный угол сферы равен 4π). При расчетах радиационных повреждений солнечных элементов связь между всенаправленным потоком и плотностью ненаправленного потока более сложная.

Доза излучения. Доза излучения может быть выражена либо как экспозиционная доза, с помощью которой определяется поле излучения, облучающего материал, либо как поглощенная доза, равная энергии, поглощенной в облученном материале. Единицы поглощенной дозы приведены ниже.

Джоуль/килограмм — количество энергии в джоулях, поглощенное в 1 кг облученного материала.

Рад — единица поглощенной дозы, равная $1 \cdot 10^{-5}$ Дж (100 эрг) энергии излучения любого типа, поглощенной в 1 г облученного материала (см. грей).

Грей — новая единица, введенная вместо рад: $1 \text{ Гр} = 1 \cdot 10^2 \text{ рад}$.

Рентген — экспозиционная доза, определяемая тем числом фотонов рентгеновского или γ -излучения, которое создает заряд, равный одной электростатической единице ($3,335 \cdot 10^{-10} \text{ Кл}$) в массе вещества, содержащегося в 1 см^3 сухого воздуха при фиксированных значениях давления и температуры. Эта масса равна $0,001293 \text{ г}$. Соответствующая поглощенная доза равна $87,7 \cdot 10^{-7} \text{ Дж}$ на 1 г воздуха.

Мощность дозы определяется скоростью рассеяния или поглощения энергии.

Дозовый эквивалент радиационного повреждения солнечных элементов. Для удобства проведения расчетов деградации солнечных элементов под влиянием корпускулярного облучения и упрощения лабораторных методов испытаний предложено определять повреждения с помощью понятия нормально падающий эквивалентный поток частиц с энергией 1 МэВ . Особенности радиационного повреждения солнечных элементов зависят от энергии и вида частицы. При переходе к понятию эквивалентный поток частиц с энергией 1 МэВ используются так называемые коэффициенты эквивалентных повреждений (см. гл. 2). Эквивалентный поток — это число электронов с энергией 1 МэВ , приходящихся на 1 см^2 за характерный период времени (например, 1 год или расчетное время эксплуатации космического аппарата).

5.44. КОСМИЧЕСКОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ И ЕГО ВОЗДЕЙСТВИЕ НА СОЛНЕЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Радиационная обстановка в космическом пространстве определяется в первую очередь электронным и протонным излучениями. Число α -частиц и других компонентов корпускулярного излучения относительно мало по сравнению с числом электронов и протонов и их влиянием на параметры солнечных батарей можно пренебречь.

Околоземное космическое пространство обычно условно делят на ряд областей, границы между которыми определяются взаимодействием солнечного ветра с магнитным полем Земли. Как показано на рис. 5.20, магнитное поле Земли искажает равномерный направленный поток частиц солнечного ветра в межпланетном пространстве и отклоняет его от Земли в околоземное пространство. В области внешней магнитосферы (граница магнитосферы, высокоширотная часть магнитосферы, плазменный слой) солнечный ветер, в свою очередь, искажает силовые линии

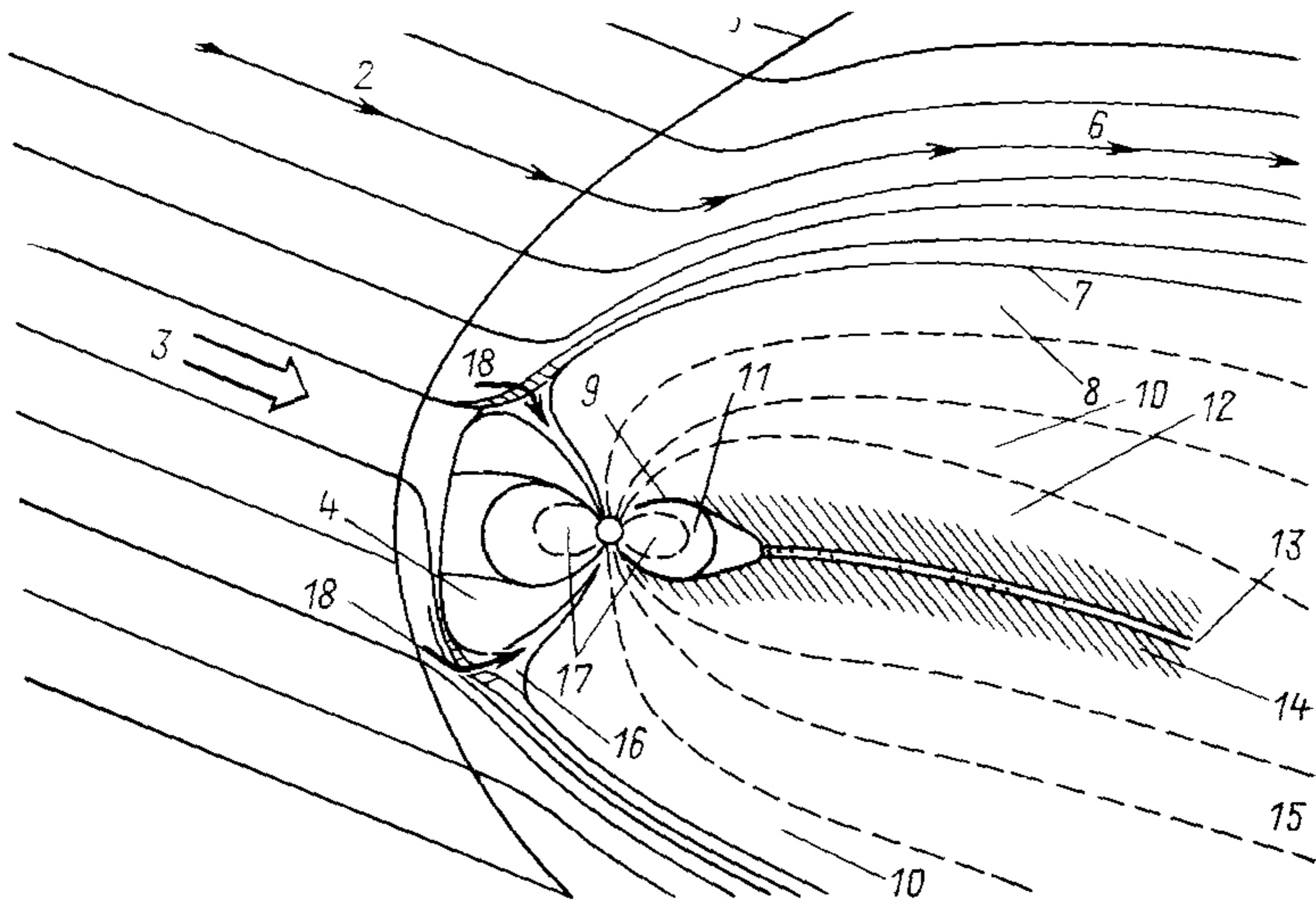


Рис. 5.20. Физические условия в околоземном космическом пространстве в плоскости, проходящей через меридиан полдень — полночь:

1 — межпланетная плазма; 2 — плазменный поток; 3 — солнечный ветер, 4 — область квазизахвата частиц; 5 — фронт ударной волны; 6 — переходная область, 7 — магнитопауза; 8 — полярная шапка; 9 — зона полярных сияний; 10 — магнитосфера; 11 — кольцевой ток; 12 — высокоширотная часть магнитосферы; 13 — нейтральный слой; 14 — плазменный слой; 15 — магнитные силовые линии, 16 — полярный касп; 17 — плазмосфера; 18 — область проникновения плазмы солнечного ветра в магнитосферу

магнитного поля, образуемого диполем Земли, и сжимает их со стороны Земли, обращенной к Солнцу. С противоположной стороны Земли в результате такого взаимодействия образуется хвост силовых линий, направленный от Солнца. В непосредственной близости от Земли вплоть до восьми земных радиусов (в области внутренней магнитосферы) электроны и протоны оказываются захваченными магнитным полем Земли в так называемые радиационные пояса Земли.

Частицы радиационных поясов Земли обладают самыми различными скоростями и энергиями. Понятие о числе частиц, имеющих некоторую заданную энергию, заключенную в интервале от нескольких килоэлектрон-вольт до многих мегаэлектрон-вольт или даже гигаэлектрон-вольт, известно как энергетический спектр радиационных поясов. Различные типы частиц, а также частицы одного типа, но отличающиеся по энергии, производят в используемых в космосе материалах нарушения, концентрации которых могут значительно различаться.

Влияние космической радиации на солнечные батареи. Радиационные повреждения солнечных элементов на орбите и постепенное снижение эффективности преобразования ими солнечной энергии происходят, главным образом, вследствие воздействия на них протонов и электронов. На низких околоземных орбитах потоки частиц, ухудшающих параметры солнечных элементов, состоят из электронов и протонов, захваченных магнитным полем Земли, в то время как на больших высотах, характерных для орбит, называемых синхронными, в период высокой солнечной активности в процессе радиационного воздействия на батареи спутников вносят существенный вклад протоны солнечных вспышек.

Частицы, создающие наибольшие нарушения в солнечных элементах, обладают (до прохождения через покрытия солнечных элементов) энергией, лежащей в диапазоне от 0,2 до 1 МэВ для электронов и от 4 до 40 МэВ для протонов.

Космическое излучение, влияющее на параметры солнечных элементов, отличается от исходного излучения в открытом космосе, так как начальный энергетический спектр и начальная плотность потока частиц претерпевают изменения, пройдя через защитное покрытие. К тому же солнечные элементы подвергаются воздействию радиации со стороны покрытия и с тыльной стороны несущей панели и, совершенно очевидно, что радиационное воздействие и конструкция солнечных элементов взаимосвязаны.

Радиационное воздействие на покрытия солнечных элементов. Под воздействием корпускулярного излучения покрытие солнечных элементов изменяет цвет (темнеет), вследствие чего увеличивается количество поглощаемого им солнечного света. Такое возрастание поглощения приводит к снижению выходной мощности батарей вследствие уменьшения количества света, достигающего рабочей поверхности солнечного элемента, и возрастанию температуры, при которой батареи работают, что приводит к снижению эффективности образования солнечной энергии полупроводниковыми элементами¹.

Радиационное воздействие на другие материалы солнечных батарей. Органические материалы в целом обладают наименьшей устойчивостью к радиационному облу-

¹ Вследствие уменьшения величины энергетического барьера на *p-n*-переходе, падения фото-э. д. с. и увеличения обратных токов через *p-n*-переход. — Прим. ред. пер.

чению. Характер радиационных нарушений в органических материалах зависит от полной поглощенной энергии и в некоторой степени от плотности потока корпускулярного излучения. Чаще всего радиационные нарушения могут возникать в полимерах в результате отрыва связанных электронов, приводящего к нарушению химических связей, образованию свободных радикалов и изменению окраски. Полимеры могут разрушаться из-за потери механической прочности, возрастания давления пара, изменения вязкости и уменьшения относительной молекулярной массы.

Важно отметить, что данные сравнительных радиационных испытаний, проведенных на воздухе и в вакууме, показали уменьшение радиационных нарушений в условиях вакуума. Это объясняется тем, что наличие кислорода в окружающей среде вызывает окисление ионизированных полимерных цепей, что приводит к большему изменению молекулярной структуры, чем процессы, происходящие в химически инертной среде — вакууме. Инертная среда, получаемая в лабораторных условиях, в которой содержание кислорода превышает $1,33 \cdot 10^{-4}$ Па, может оказаться недостаточно чистой для проведения таких испытаний. Наиболее подходящим для этих целей является вакуум, меньший этого значения.

Представляет значительный интерес изучение воздействия радиации также и на другие материалы солнечных батарей или их компоненты (в частности, на их механические и электрические свойства), например на электрическую изоляцию токоведущих шин, выводов, межконтактных соединений, на диэлектрические слои, расположенные между солнечными элементами и металлической панелью, на характеристики клеящих слоев (открытых для воздействия радиации или частично защищенных), на параметры блокирующих и шунтирующих диодов, на температурные датчики.

Следует отметить, что корпускулярное излучение даже от солнечных вспышек, движется по спиральным траекториям вдоль линии геомагнитного поля, образуя всенаправленный поток, падающий на солнечные батареи со всех сторон.

Комбинированное воздействие на солнечные батареи корпускулярного и ультрафиолетового излучений. На большинстве орбит искусственных спутников Земли корпускулярное и ультрафиолетовое излучения оказывают одновременное влияние на солнечные батареи. Мнение исследователей часто расходятся по вопросам оценки вклада

каждого из этих излучений в изменение параметров солнечных элементов. С одной точки зрения, подтверждаемой наземными испытаниями, ультрафиолетовое облучение частично обесцвечивает центры окрашивания, создаваемые корпускулярным излучением. Другие исследователи, опираясь на данные, полученные на основании сопоставления результатов исследований, полученных на Земле и на спутниках, считают, что одновременное облучение вызывает большее окрашивание, чем раздельное. Однако анализ многочисленных результатов наземных исследований и летных испытаний нельзя считать исчерпывающим, тем более что механизм окрашивания материалов под действием излучения в настоящее время еще недостаточно изучен.

5.45. КОРПУСКУЛЯРНОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ В МЕЖПЛАНЕТНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Говоря о межпланетном пространстве, обычно имеют в виду обширные космические области между планетами, их естественными спутниками, звездами и Солнцем. Радиационное излучение в межпланетном пространстве состоит из солнечного ветра, излучения солнечных вспышек и галактических космических лучей.

Солнечный ветер на расстоянии 1 а. е. от Солнца состоит преимущественно из атомов водорода, движущихся со скоростью около 450—500 км/с (хотя это значение может изменяться более чем в 4 раза) в направлении от Солнца. Средняя плотность потока солнечного ветра составляет $2 \cdot 10^8$ атомов водорода на $1 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ при средней их плотности в потоке, равном 5 см^{-3} . Считают, что поток и плотность частиц в потоке приблизительно обратно пропорциональны квадрату расстояния от Солнца.

Солнечный ветер содержит также низкоэнергетические электроны и протоны. На рис. 5.21 и 5.22 приведены энергетические спектры этих частиц. В солнечном ветре присутствуют также высокоэнергетичные электроны и протоны солнечного и галактического происхождения (рис. 5.23). Электроны солнечного ветра, имеющие энергию порядка 1 кэВ, образуют изотропный поток; протоны солнечного ветра при приближении к Земле имеют тенденцию образовывать поток, заключенный в пределах конуса с углом 20° . Потоки электронов с энергией выше 1 кэВ и протонов с энергией выше 10 кэВ достигают Земли в виде отдельных импульсов, интенсивность которых коррелирует с временной зависимостью солнечной активности.

Галактические космические лучи являются излучением галактического происхождения. Они состоят из протонов (от 85 до 93 %) и α -частиц (от 7 до 13 %) вместе с 2 % ядер тяжелых элементов. Энергия протонов лежит в диа-

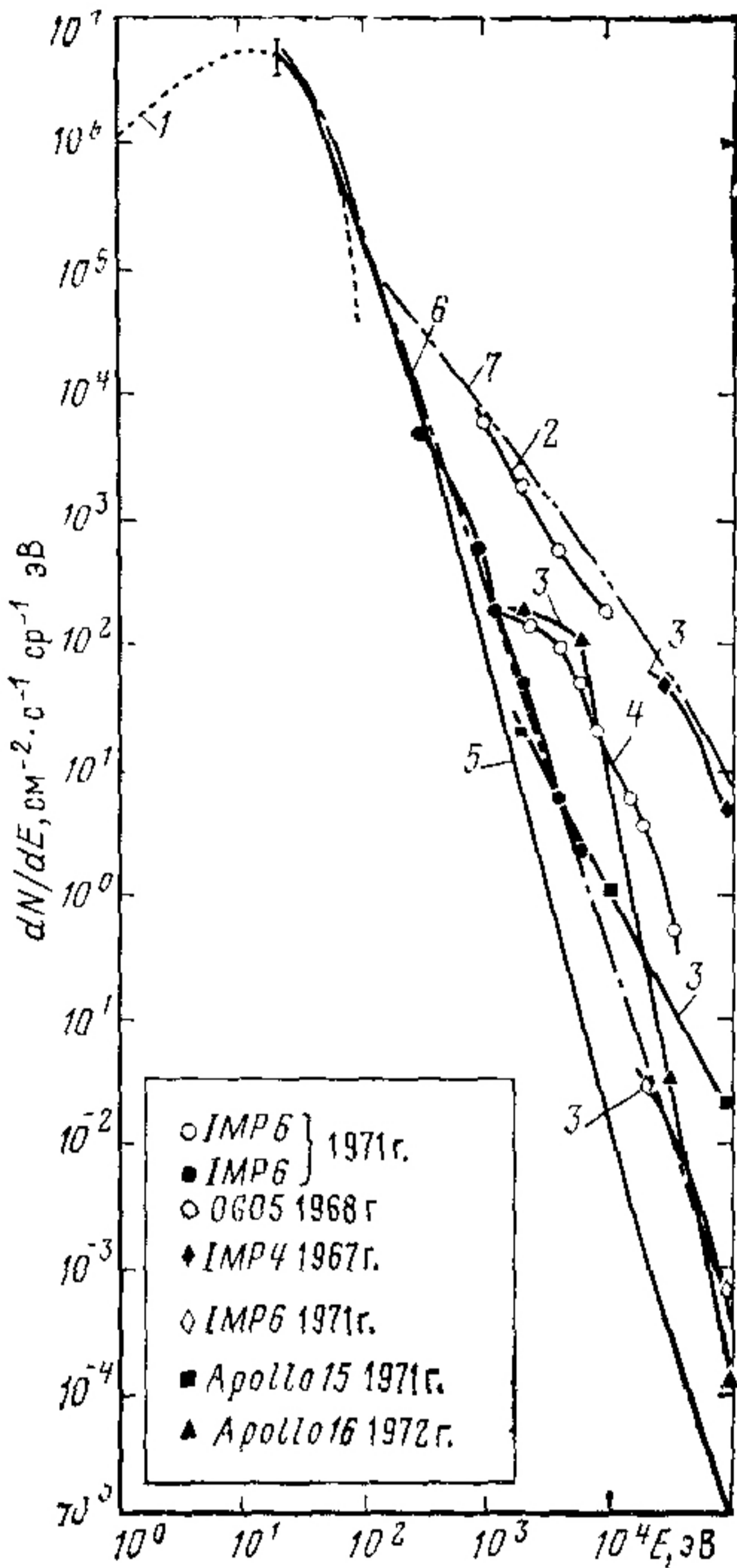


Рис. 5.21

Рис. 5.21. Дифференциальный энергетический спектр электронов dN/dE в межпланетном пространстве:

1 — больцмановское распределение электронов солнечного ветра, $T=1,5 \cdot 10^5$ К, $N=9$ см $^{-3}$; 2 — большая солнечная вспышка; 3 — солнечная вспышка; 4 — группа последовательных вспышек; 5 — спектр электронов при спокойном Солнце; 6 — суммарный спектр (изотронный поток); 7 — спектр электронов при максимуме солнечной активности

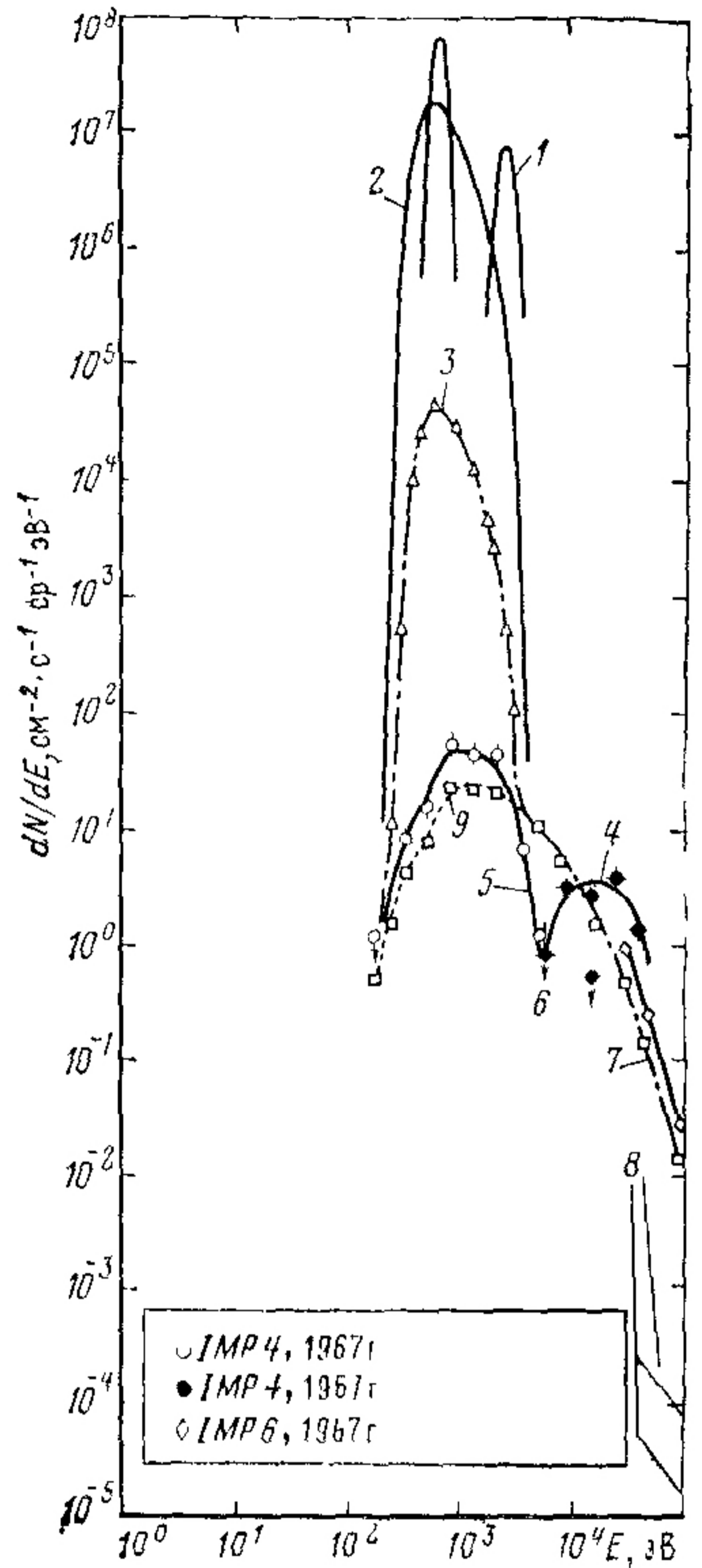


Рис. 5.22.

Рис. 5.22. Дифференциальный энергетический спектр протонов в межпланетном пространстве:

1 — протоны солнечного ветра, $v=350$ км/с, $kT=4,3$ эВ, $N=7,5$ см $^{-3}$; 2 — усредненный по времени спектр протонов солнечного ветра, полученный по наблюдениям со спутников Vela 3A и Vela 3B (июль 1965 г.—ноябрь 1967 г.); 3 — суммарный спектр, усредненный по времени и по углам направлений наблюдений; 4 — спектр протонов во время магнитной бури; 5 — протоны ударной волны; 6 — протоны при невозмущенном магнитном поле; 7 — протоны ударной волны в возмущенном магнитном поле; 8 — спектр протонов в возмущенном магнитном поле; 9 — протоны ударной волны

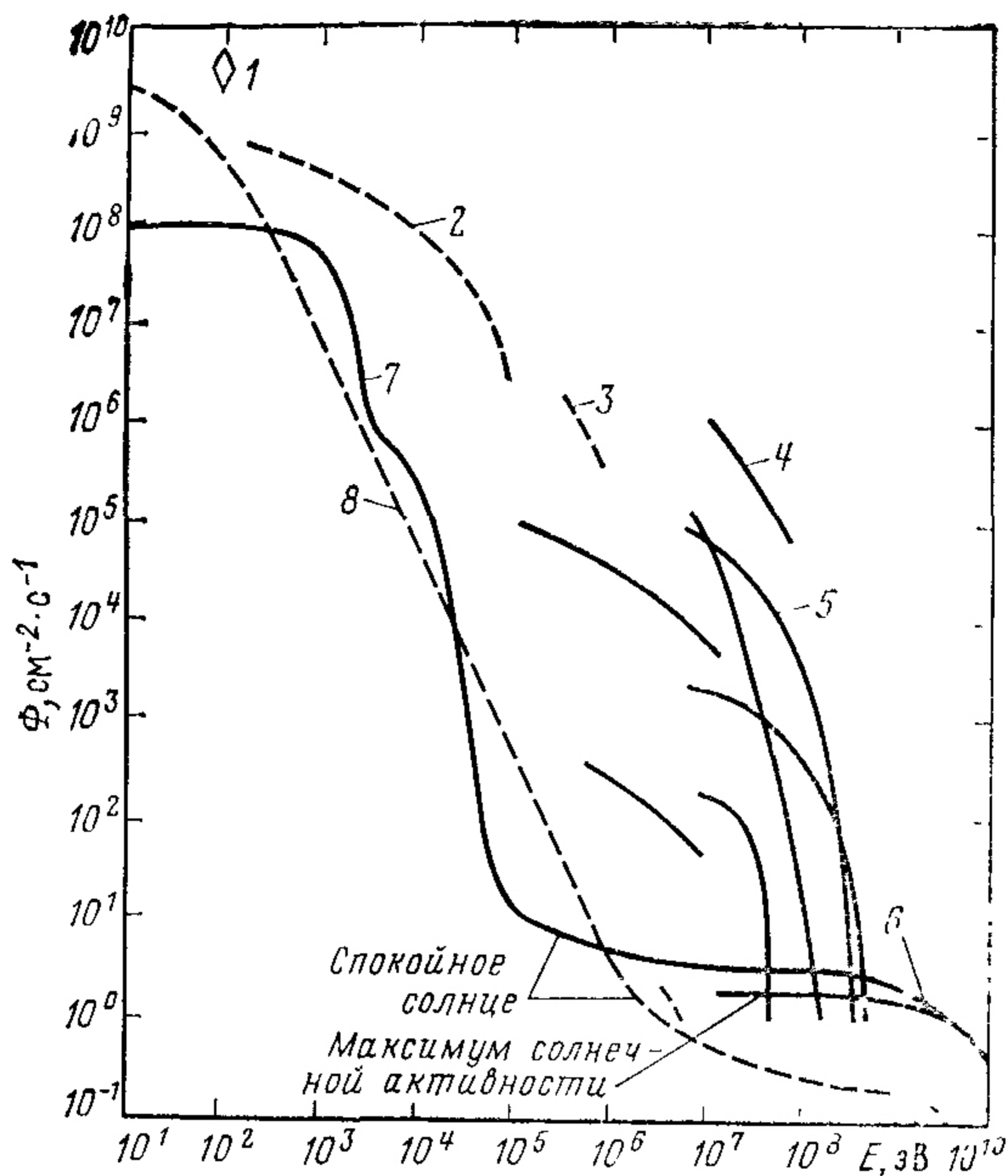


Рис. 5.23. Интегральный спектр протонов и электронов в межпланетном пространстве:

1 — протоны солнечной вспышки в августе 1972 г.; 2 — электроны вспышки на стадии развития; 3 — электроны вспышки в августе 1972 г.; 4 — протоны вспышки в августе 1972 г.; 5 — вариации спектров протонов солнечных вспышек; 6 — галактические протоны; 7 — протоны солнечного ветра; 8 — электроны солнечного ветра

пазоне от $5 \cdot 10^8$ до $2 \cdot 10^{10}$ эВ. Энергия этих частиц довольно велика, однако в свободном космическом пространстве плотность их потока составляет лишь $2,5 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. В связи с малой плотностью потока вклад галактических космических лучей в радиационные нарушения солнечных элементов можно считать несущественным.

5.46. СОЛНЕЧНЫЕ ВСПЫШКИ

Солнечные вспышки можно образно назвать извержениями на Солнце, которые далеко не всегда связаны с такими оптическими явлениями, как появление солнечных пятен, но всегда сопровождаются эмиссией частиц высокой энергии. Для солнечных элементов имеет значение, главным образом, возникающая при этом эмиссия протонов α -частиц. Частота, с которой возникают солнечные

Таблица 5.15. Периоды солнечной активности

Номер солнечного цикла	Период солнечного цикла	Протяженность максимума солнечной активности в цикле
19	1953—1964 гг.	1955—1961 гг.
20	1964—1975 гг.	1965—1972 гг.
21	1976—1987 гг.	1978—1984 гг.

пятна, увеличивается по мере приближения к максимуму 11-летнего цикла солнечной активности и затем снова уменьшается. Продолжительность максимума солнечной активности составляет приблизительно семь лет. В табл. 5.15 указаны три ближайших солнечных цикла.

Как правило, после внезапного начала солнечная вспышка быстро распространяется на многие миллионы квадратных километров поверхности солнечного диска, достигает максимума интенсивности, а затем постепенно распадается и полностью исчезает за период от нескольких минут до нескольких часов. В течение короткого времени (от получаса до одного часа или немногим более), следующего за вспышкой, на Земле регистрируются частицы высокой энергии, особенно в полярных областях в пределах зоны выпадения частиц. Такое излучение исчезает затем в течение одного или трех дней. В состав частиц входят электроны, протоны, α -частицы и малое число ядер элементов, занимающих среднюю часть в Периодической таблице Менделеева (C, N, O). Отношение числа протонов к числу α -частиц и ядер средних элементов существенно изменяется от вспышки к вспышке, в то время как от-

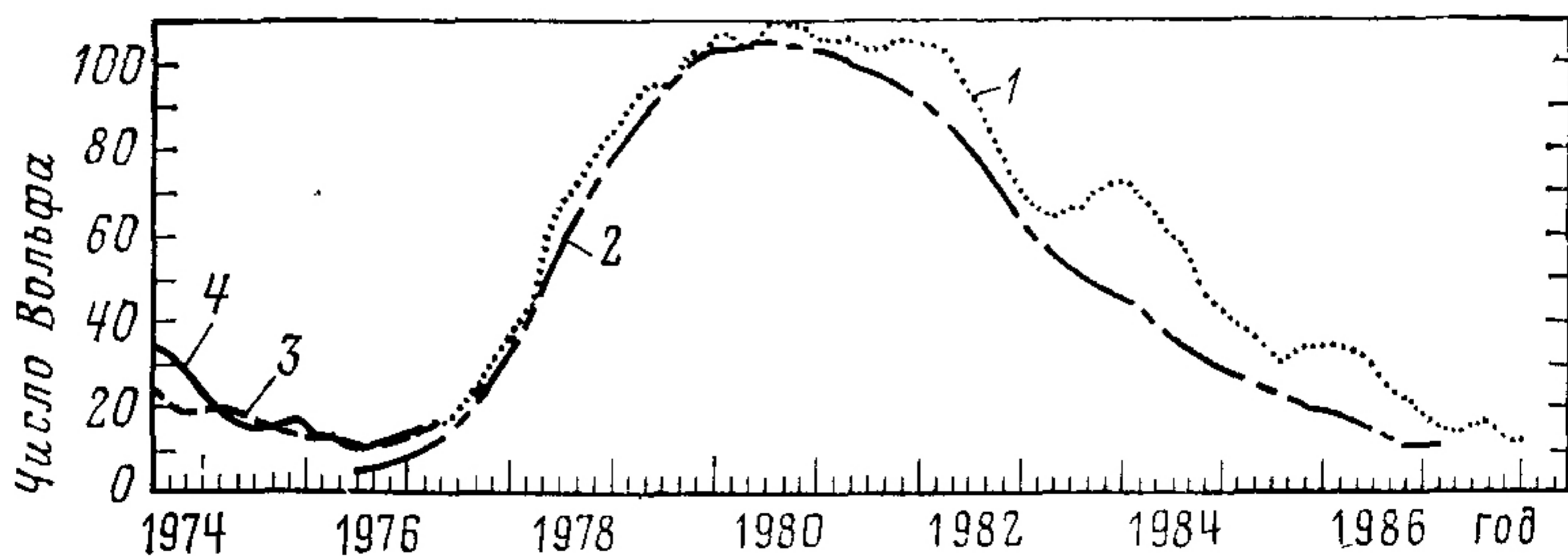


Рис. 5.24. Изменение относительного числа солнечных пятен (число Вольфа) в течение цикла солнечной активности:

1 — 20-й цикл (начало — октябрь 1964 г.); 2 — усредненная зависимость получения для 8 — 20-го циклов; 3 — прогноз для 21-го цикла; 4 — результаты, полученные по солнечным пятнам вплоть до 1975 г.

ношение α -частиц к ядрам средних элементов остается примерно постоянным. Обнаружено, что возникновение солнечных вспышек, являющихся источником больших потоков протонов, происходит, как правило, в период возрастания или убывания солнечной активности (выражающейся в образовании пятен), а не в период максимума. Число солнечных пятен, которые наблюдались в предшествующие периоды (оно может быть предсказано для остальной части 21-го солнечного цикла, начавшегося в июле 1976 г.), показано на рис. 5.24.

Измеренные у Земли потоки частиц, испускаемые Солнцем во время вспышек, отличаются сильной временной зависимостью как по интенсивности, так и по спектру и изотропности (равномерному распределению в пространстве). Они приходят к Земле преимущественно из узкой области космического пространства, находящейся в пределах от 30 до 60° к западу от линии, соединяющей Солнце с Землей.

Чтобы предсказать интенсивность, спектр и развитие во времени протонной солнечной вспышки, необходимо провести обширный анализ явлений, происходящих непосредственно на Земле и в околоземном космическом пространстве. Однако, согласие между предсказываемыми и наблюдаемыми событиями пока недостаточно хорошее. С помощью распределения Пуассона можно приближенно описать связь между числом солнечных пятен и визуально наблюдаемыми солнечными вспышками, но аналогичного соответствия в случае протонных вспышек обнаружить не удастся. Вспышки, которые достаточно интенсивны, чтобы испускать очень большое число высокоэнергетических протонов, достигающих Земли, относятся к особому классу солнечных событий. Наблюдения, проведенные в течение 19-го и 20-го солнечных циклов, показывают, что большая часть протонных потоков за два последних цикла образовалась во время одного (или нескольких) аномально большого протонного события на Солнце. Число таких событий не достаточно велико, чтобы они могли служить основанием для проверки результатов предсказаний, полученных при использовании статистических методов, по отношению временной зависимости возникновения таких событий на Солнце. В табл. 5.16 показаны все сгруппированные по годам случаи образования мощных протонных потоков, наблюдавшихся в течение 20-го солнечного цикла. Согласно этой таблице поток протонов от солнечных вспышек с 1966 по 1971 г. ежегодно составлял 5 % всего потока протонов, пришедших к Земле за семилетний пе-

Таблица 5.16. Число больших протонных солнечных вспышек в 20-м цикле солнечной активности

Год	Поток протонов с энергией, большей 10 МэВ, 10^7 протон/см ²	Доля, %, полного потока протонов	
		за семь лет по годам	за предшествующий период
1966	4 } 160 }	5,0	5,0
1967	75 } 66 } 3 }	4,4	9,4
1968	41 } 9 } 26 } 110 } 28 }	6,5	15,9
1969	6 } 4 } 150 } 87 }	7,5	23,4
1970	3 } 10 } 6 } 8 } 26 } 10 }	1,9	25,3
1971	150 } 3 } 38 }	5,8	31,1
1972	7 } 2250 } <u>3280</u>	68,9 <u>100,0</u>	100 <u>—</u>

риод, а в 1972 г. составил 70 %. Из таблицы также видно, что необходимо учитывать возможность небольшого ухудшения параметров солнечных батарей в течение полного цикла солнечной активности, даже если в течение нескольких лет на Солнце не произошло ни одной аномально большой протонной вспышки.

На рис. 5.25 приведены расчетные и экспериментальные энергетические спектры протонов солнечных вспышек, которые произошли в течение 20-го и 21-го циклов. С помощью этих спектров можно рассчитать большую часть протонных потоков для 21-го солнечного цикла.

Так как протонные облака, возникающие во время солнечных вспышек, расширяются по мере удаления от светила, плотность протонных потоков в облаке уменьшается при изменении расстояния от облака до Солнца. Предпо-

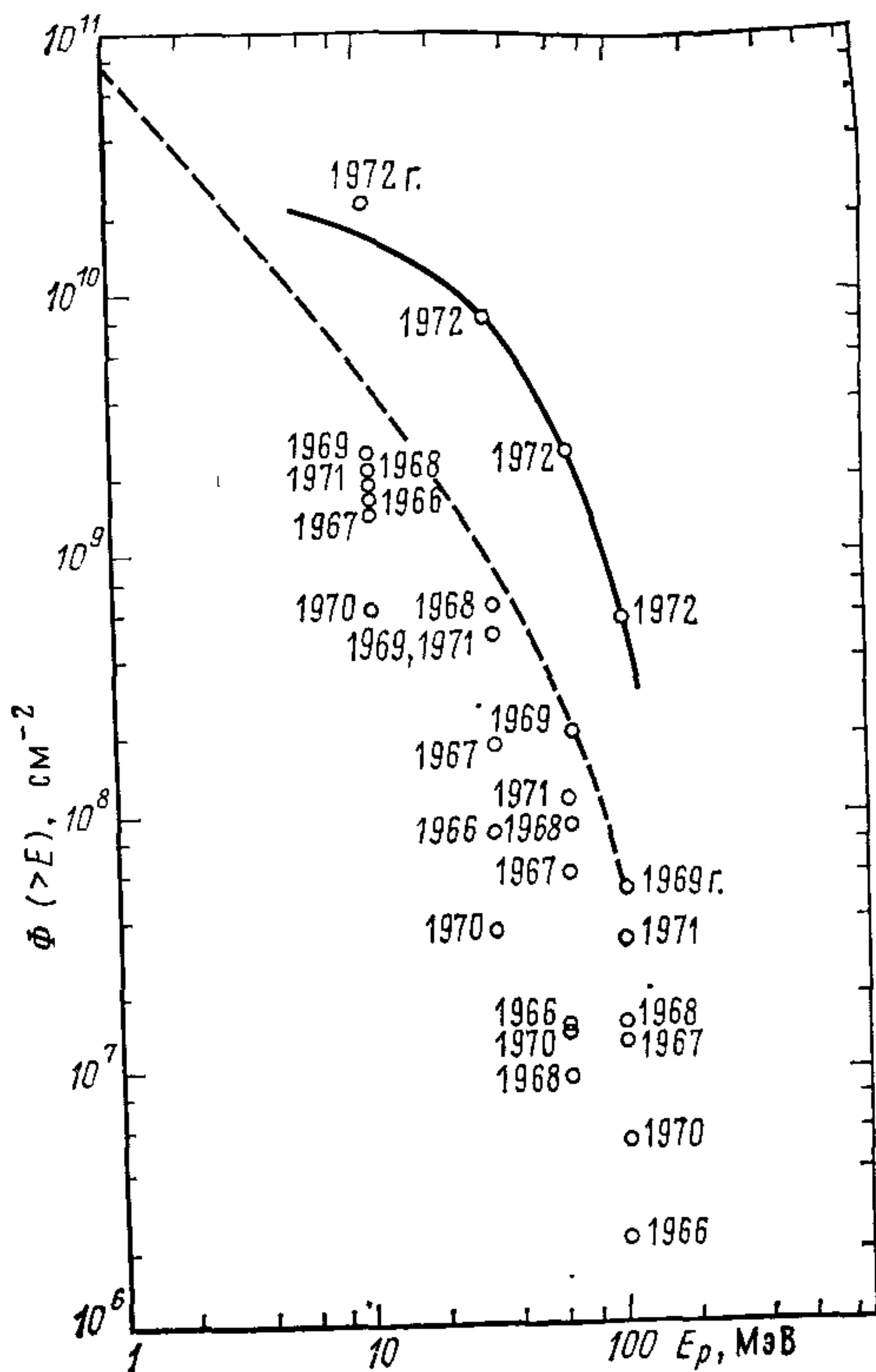


Рис. 5.25. Интегральный энергетический спектр в различные моменты 20-го цикла солнечной активности:

— — — — — протоны солнечных вспышек в межпланетном космическом пространстве; ————— протоны большой солнечной вспышки, 1972 г. (результаты получены за 12 месяцев при доверительном уровне погрешности 90%)

лагают, что в основном (хотя это оправдывается далеко не всегда) пролетающие через протонное облако элементы солнечных батарей космического аппарата облучаются потоком протонов, плотность которого пропорциональна расстоянию от Солнца в степени, показатель которой изменяется от -2 до -3 .

5.47. КОСМИЧЕСКОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Земля действует на излучение подобно магнитному диполю, магнитные силовые линии которого замыкаются на полюсах. Ось магнитного диполя не совпадает с осью вращения Земли, а отклонена от нее на $11,5^\circ$. Система геомагнитных координат, известная как $B-L$ -система, позволяет достаточно просто описать распределение напряженности магнитного поля B в околоземном космическом пространстве, используя параметр L , который связан со значениями B , измеренными в различных географических точках, соотношением

$$dB = \frac{M}{R^3} \left(4 - \frac{3R}{L} \right)^{1/2},$$

где R — расстояние от центра Земли до той точки пространства, для которой рассчитана B ; M — магнитный момент диполя Земли; L — величина, связанная с R соотношением $R = L \cos \lambda$; λ — геомагнитная широта.

Движущиеся заряженные частицы (конечно, только не нейтральные) могут быть захвачены магнитным полем Земли, если они обладают соответствующим импульсом и имеют соответствующее направление относительно магнитных силовых линий. Источниками заряженных частиц могут быть внешнее космическое пространство и высотные ядерные взрывы. Частицы, захваченные магнитным полем Земли, движутся по спиралеобразным траекториям под различными питч-углами к магнитной силовой линии до тех пор, пока не достигнут так называемой точки отражения (зеркальной точки) вблизи магнитных полюсов Земли; иногда они даже вблизи этой точки проникают в верхние слои земной атмосферы. Одновременно с движением по спирали в широтном направлении частицы испытывают дрейф в меридиональном направлении. Вблизи зеркальных точек частицы сталкиваются с молекулами газа верхних слоев атмосферы, в результате чего теряют свою энергию до тех пор, пока не окажутся в нижних слоях атмосферы.

На некотором расстоянии от Земли магнитное поле искажается солнечным ветром, как это показано на рис. 5.20. Солнечный ветер сталкиваясь с геомагнитным полем, образует ударную волну, вызывающую возмущение магнитного поля. На дневной стороне вблизи линии, соединяющей Землю с Солнцем, имеется область горячей

плазмы, состоящей из высокоэнергетических заряженных частиц. Солнечный ветер деформирует геомагнитное поле, сжимает его, образуя замкнутую полость, называемую магнитосферой, которая окружена переходным слоем, простирающимся на расстояние 10—14 радиусов Земли.

Магнитные силовые линии даже за переходной областью подобны тем, которые дает простая модель диполя,

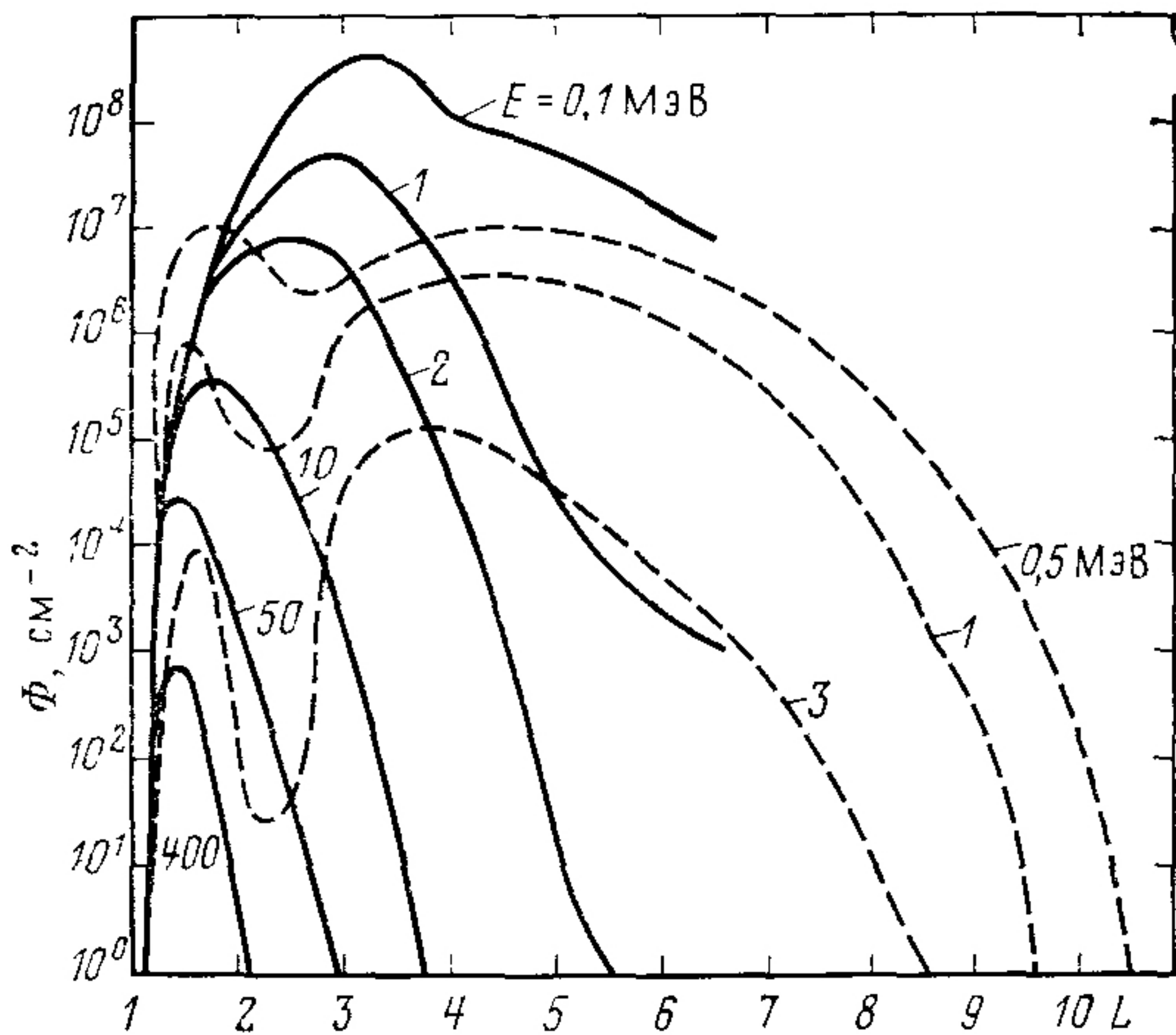


Рис. 5.26. Зависимость интегральных потоков протонов (—) и электронов (— — —) в магнитосфере Земли от параметра L и энергии E частиц, рассчитанных по различным моделям

и, как это описано выше (см. рис. 5.20), захватывают корпускулярное излучение в плазмосферу. В период спокойного Солнца сравнительно установившийся поток солнечного ветра стремится сдуть поле в сторону, направленную от Солнца, и поэтому вызывает асимметрию поля в области радиационных поясов, сжимая его со стороны Солнца и образуя протяженный хвост магнитосферы с тонким нейтральным слоем на теневой стороне околоземного космического пространства. Однако в период высокой солнечной активности равновесные условия, показанные на рис. 5.20, сильно нарушаются.

Излучение, захваченное геомагнитным полем, заключено в пределах внешней границы магнитосферы, которая находится с освещенной стороны Земли на расстоянии 8—10 земных радиусов (от 50 000 до 64 000 км) от центра Земли.

Зона полярных сияний. Эта область околоземного пространства располагается приблизительно между 60 и 65° геомагнитной широты. Появление сияний (северных сияний) вызывается проникающими (иногда их называют высыпающимися) в атмосферу электронами низких энергий ($E < 200$ кэВ). Возможно также, что в зоне полярных сияний присутствуют и протоны. Проникающие в атмосферу частицы быстро останавливаются и, разумеется, не представляют какой-либо серьезной опасности для живущих на Земле. Появление полярных сияний особенно большой интенсивности происходит после того, как происходит солнечная вспышка.

Излучение, захваченное геомагнитным полем. Как показано на рис. 5.26 и 5.27, протоны и электроны захватываются геомагнитным полем, образуя радиационные пояса Земли (РПЗ).

Внешняя область магнитосферы. Электроны и протоны переходного слоя, плазменного слоя и магнитопаузы показаны на рис. 5.28.

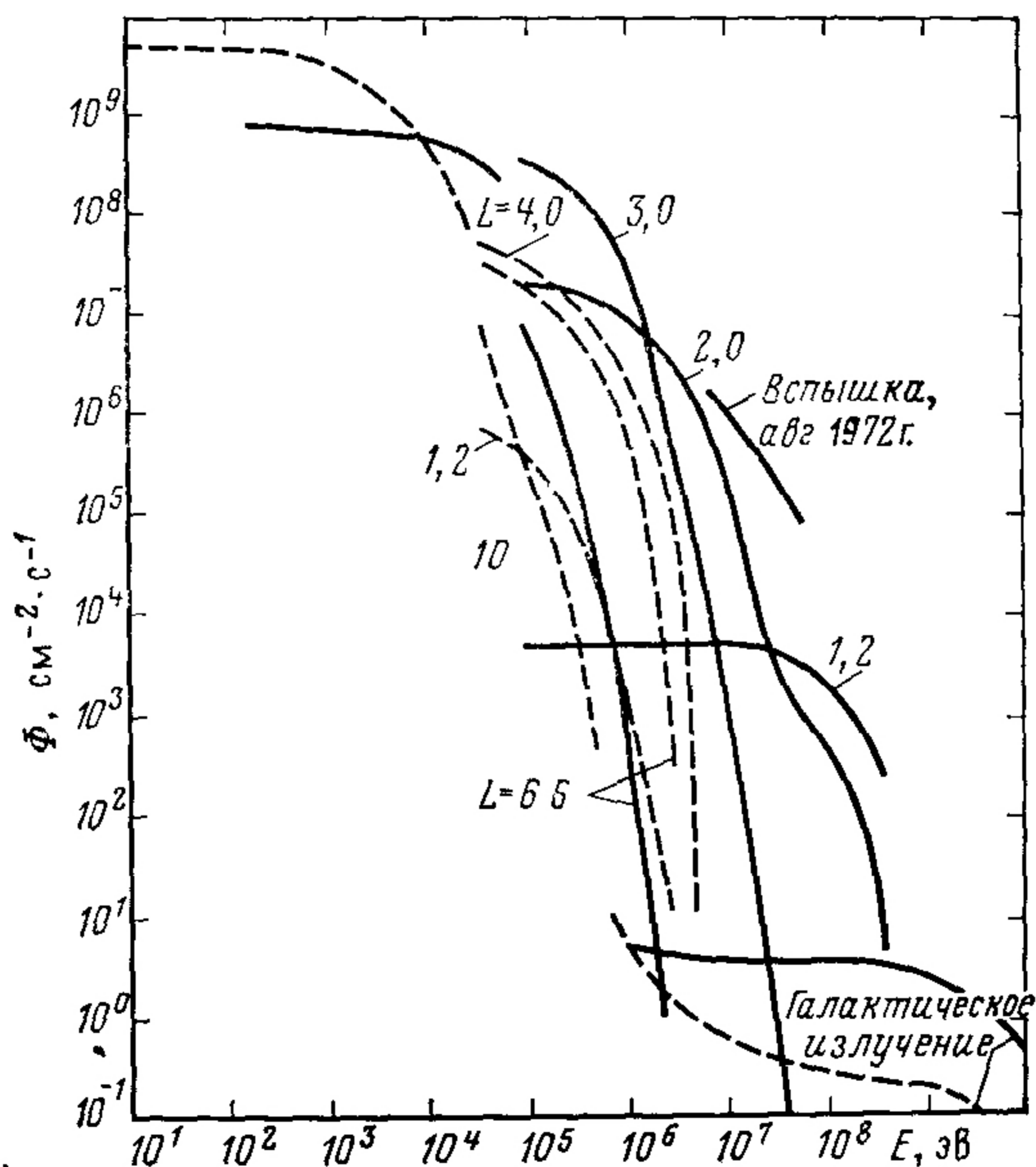


Рис. 5.27. Расчетные интегральные энергетические спектры протонов (—) и электронов (— — —) во внутренней магнитосфере при различных L

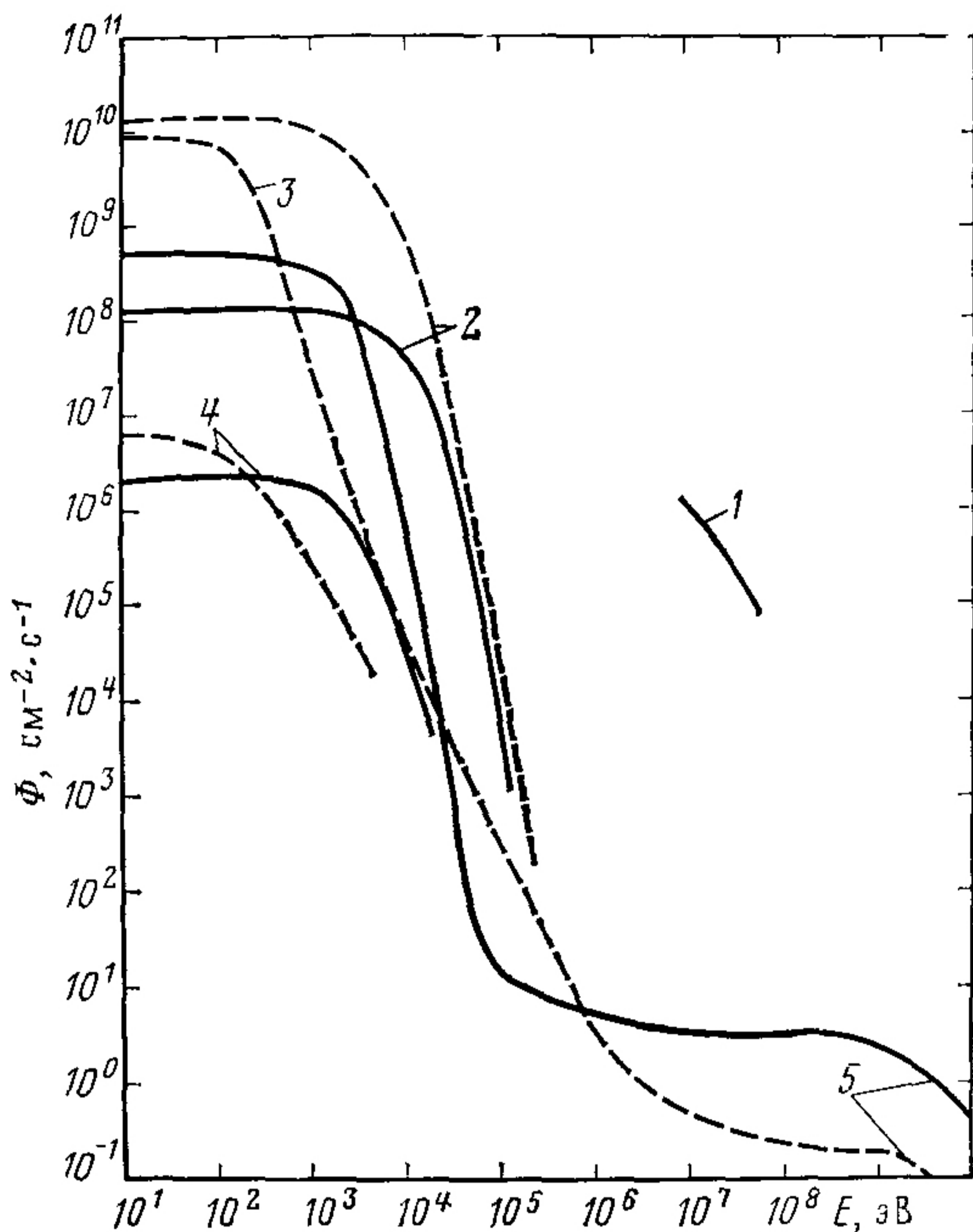


Рис. 5.28. Расчетные интегральные энергетические спектры протонов (—) и электронов (---) в переходной области, в высокоширотной части магнитосферы и в плазменном слое:

1 — протоны вспышки, август 1972 г.; 2 — частицы плазменного слоя; 3 — частицы переходного слоя; 4 — частицы высокоширотной части магнитосферы при спокойном Солнце; 5 — галактическое излучение

5.48. ИЗЛУЧЕНИЕ НА СИНХРОННОЙ ОРБИТЕ

На орбите с 24-часовым периодом обращения спутники движутся вокруг Земли с одинаковой (т. е. с синхронной с Землей) угловой скоростью, благодаря чему спутники во время пребывания на этой орбите находятся над той же точкой земной поверхности, что и в момент выхода на синхронную орбиту. Поэтому такую орбиту называют синхронной или стационарной. Приставка «гео» иногда используется для того, чтобы показать, что данная орбита отличается от подобных орбит на других планетах. Круговая орбита синхронного спутника находится приблизительно на высоте 35 807 км. В действительности все стационарные спутники по разным причинам движутся не точно по синхронной орбите, а рядом с ней, и время от времени приходится выполнять необходимые дополнительные маневры для поддержания спутника в заданном положении.

Излучение на синхронной орбите состоит из захваченных электронов и протонов радиационных поясов Земли, из протонов и α -частиц солнечных вспышек и солнечной плазмы. Воздействие корпускулярного излучения на солнечные батареи проявляется в постепенной деградации оптических свойств элементов, ухудшении электрических свойств и деградации самого материала элементов, о которых уже говорилось ранее. Кроме того, возникает еще два новых вида деградации — нарушения, вызываемые низкоэнергетичными протонами, и появление электростатических зарядов (см. гл. 2 и 5).

Ниже указаны виды излучения, которые составляют радиационную обстановку на синхронной орбите и расположены в определенной последовательности (по степени вклада в создаваемые ими радиационные нарушения солнечных элементов) для космических полетов, рассчитанных на длительный срок в период максимума солнечной активности.

1. Протоны солнечных вспышек во время пребывания спутника на стационарной орбите.

2. Электроны радиационных поясов на этой же орбите.

3. Электроны и протоны радиационных поясов в период пребывания спутника на переходной орбите.

В период минимума солнечной активности радиационные нарушения солнечных элементов, вызываемые протонами солнечных вспышек, переходят с первого места на третье в указанном выше ряду.

Окружающее спутник космическое излучение проникает в солнечные элементы как сквозь стеклянное покрытие верхней поверхности, так и через материал несущей панели.

α -Частицы солнечных вспышек. Поток α -частиц обычно невелик. В лучшем случае интегральный поток α -частиц составляет 5% потока протонов солнечных вспышек.

Электроны радиационных поясов на стационарной орбите. Электроны радиационных поясов, окружающие спутник на синхронной орбите, можно приближенно определить согласно следующим соотношениям, полученным для интегральных электронных спектров:

при $E \leq 0,3$

$$\lg \Phi_e(>E) = -3,0E + 7,7;$$

при $0,3 \leq E \leq 3,5$

$$\lg \Phi_e(>E) = -1,25E + 7,2,$$

где плотность потока Φ дана в $\text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ и энергия — в МэВ.

Для большинства конструкций солнечных батарей значения эквивалентного потока электронов с энергией 1 МэВ, полученные при расчете по этим моделям, несколько различаются между собой, однако различие расчетной мощности солнечных батарей в конце срока активного существования спутника не превышает нескольких процентов и зависит от времени пребывания батарей на орбите и от особенностей их конструкции.

5.49. ГЕОМАГНИТНЫЕ СУББУРИ

Относительно слабая активность Солнца, проявляющаяся в испускании небольшого числа высокоэнергетических электронов, может приводить к искажению равновесного состояния магнитного поля и плазмосферы (см. рис. 5.20). В результате этого спутники, находящиеся на геосинхронной орбите (на расстоянии 6,6 земного радиуса от Земли), могут оказаться в той области пространства, где геомагнитное поле искажено настолько, что космический корабль окажется в зоне больших потоков высокоэнергетических электронов. Такое явление, известное как геомагнитная суббурия (в противоположность мощной магнитной буре, возникающей в период большой солнечной активности), может вызвать зарядку поверхности корабля до очень высокого отрицательного потенциала по отношению к окружающей плазме. Кроме того, различные диэлектрические материалы, расположенные на поверхности спутника, могут заряжаться до различных потенциалов. По мере того как космический корабль выходит из тени Земли, фотоэлектронная эмиссия с диэлектрических и проводящих поверхностей будет разряжать их, в то время как затененные поверхности могут оставаться заряженными. Если эти поверхности не смогут быстро собрать ионы окружающей плазмы, то между соседними поверхностями может возникнуть большая разность потенциалов (около 20 кВ). В результате не исключено возникновение дугового разряда, который может привести к образованию радиопомех, разрушению солнечных элементов или материалов, из которых они сделаны. На большом числе спутников во время таких геомагнитных бурь возникают трудности при проведении различных исследований и сеансов связи [13].

5.50. РАБОТА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ В КОСМОСЕ

Промежуток времени, который проходит между изготовлением солнечных батарей для данного проекта и получением сведений об их работе в космосе, составляет от трех до семи лет. Если добавить к этому еще два года, требующихся для проектирования и изготовления батарей, то разработчики солнечных батарей обычно должны ждать пять—десять или более лет (принятый для солнечных батарей средний срок службы), прежде чем смогут получить окончательное подтверждение, соответствуют ли их конструкции батарей заданным требованиям.

Характеристики солнечных батарей в космосе можно получить из натуральных испытаний экспериментальных солнечных батарей и непосредственно при эксплуатации больших батарей на спутниках. Характеристики солнечных батарей на орбите и скорость ухудшения их параметров позволяют определить влияние на эти характеристики особенностей конструкции спутников, находящихся на одной и той же орбите при одном и том же воздействии на них окружающих космических условий.

Солнечные батареи спутников Pioneer. Батарея состояла из 10 368 стандартных элементов с удельным сопротивлением 1 Ом·см в базовой области, установленных на цилиндрическом основании диаметром 94 см и высотой 89 см. Элементы размером 1×2 см были покрыты тонким (толщиной 0,15 мм) пленочным защитным стеклом с покрытием, отражающим в голубой области спектра. Стеклопленки приклеивались к элементам с частичным перекрытием (после того как элементы были собраны в модуль), и затем собранные модули укреплялись на несущей панели. Клеящий слой обеспечивал защиту тех элементов (в основном торцовых поверхностей), которые не имели защитного стеклянного покрытия. На расстоянии одной астрономической единицы (а. е.) солнечные батареи при температуре +5°C имели мощность 80 Вт в максимуме тока, на расстоянии 1,2 а. е. при температуре —21°C они генерировали электрическую мощность 60 Вт. Солнечные батареи, вращавшиеся вокруг своей оси со скоростью 60 об/мин, были ориентированы вдоль оси вращения перпендикулярно плоскости эклиптики. В центре орбит этих трех космических аппаратов находилось Солнце. Аппараты не пересекали радиационные пояса Земли.

Солнечные элементы соединялись в 48 цепочек, в каждой из которых содержалось по 54 последовательно соединенных групп элементов по 4 соединенных параллельно

элемента в группе. Каждая цепь была соединена с выходной шиной через изолирующий диод, на котором падение напряжения составляло приблизительно 1 В. Номинальное рабочее напряжение на выходных шинах солнечных батарей во время пребывания космического аппарата на расстоянии 1,0 а. е. от Солнца составляло 31 В. Электрическая мощность поступала к аппаратуре непосредственно от аккумуляторной батареи, которая заряжалась солнечной батареей. На борту аппарата не имелось системы регулировки напряжения.

Данные, по которым можно составить представление о характеристиках батарей в полете, были получены с помощью бортовой телеметрической системы. Измерялись ток и напряжение на выходных шинах, а также температура батарей. Погрешность использованной телеметрической системы в измерении напряжения по оценкам составляла 1,8% (погрешность в определении напряжения включала погрешность при измерении температуры, равную 1,2%); ток солнечных батарей измерялся с погрешностью 2,4%.

На рис. 5.29 показано изменение выходного напряжения солнечных батарей, установленных на аппаратах Pioneer, запущенных в разное время. Как видно из рисунка, полет Pioneer-VI проходил в невозмущенном космическом пространстве (конечно, этот вывод можно сделать только с учетом чувствительности и разрешающей способности ап-

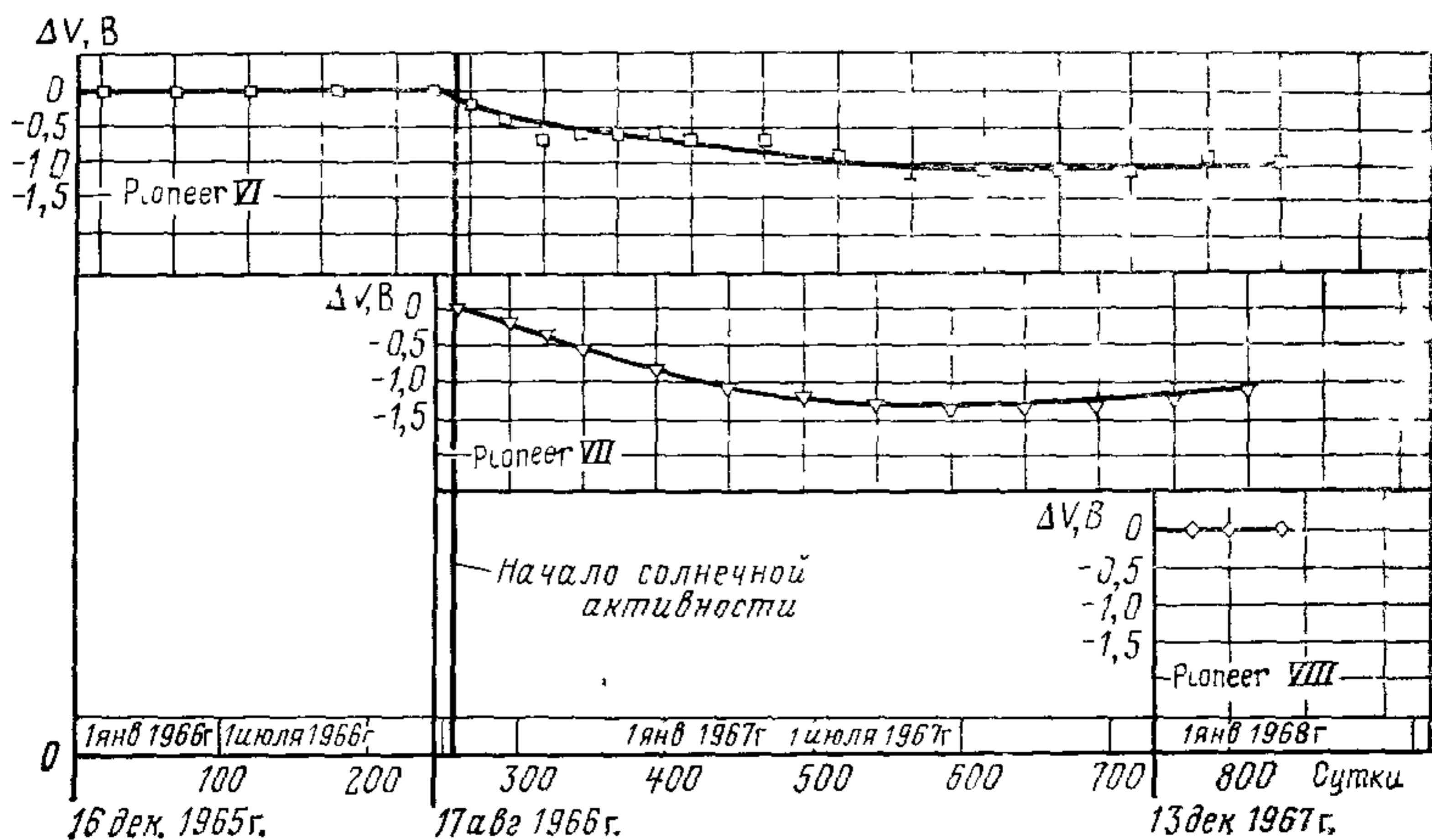


Рис. 5.29. Изменение выходного напряжения солнечных батарей ΔV во время полета, отсчитываемого от момента запуска Pioneer-VI в днях

паратуры, измеряющей радиационную обстановку в космосе) в течение 259 дней, а полет Pioneer-VII — в течение 15 дней. После этого в течение короткого промежутка времени со 2-го по 4-е сентября 1966 г. произошла большая солнечная вспышка, инжектировавшая в окосолнечное космическое пространство поток заряженных частиц, преимущественно протонов. Полный поток протонов во вспышке равен $17,2 \cdot 10^7$ протон/см² при энергии протонов, пре-

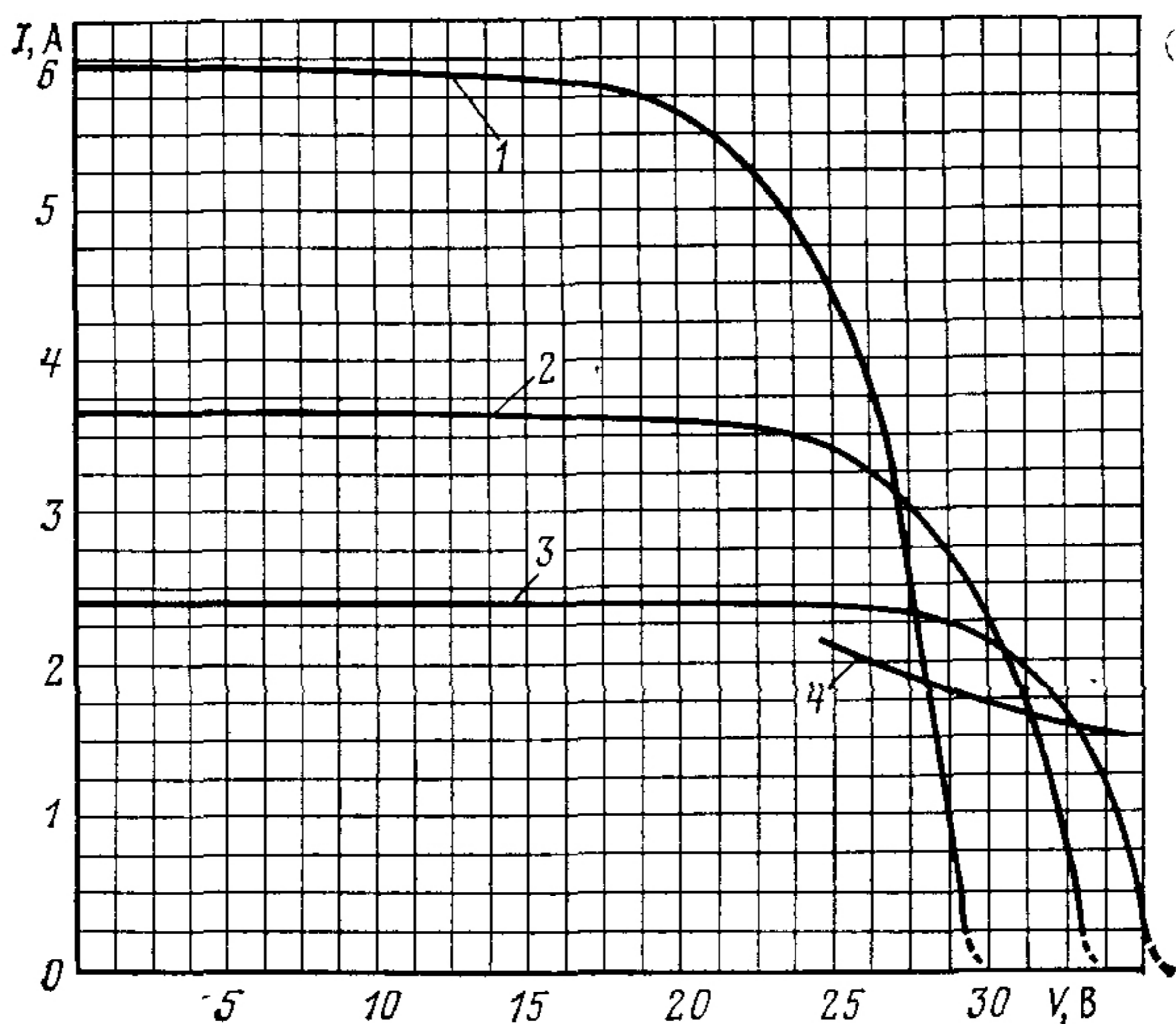


Рис. 5.30. Вольт-амперные характеристики солнечных батарей автоматического межпланетного космического аппарата в различные моменты пребывания на орбите при удалении на 0,8 а. е. от Солнца и температуре $+41^\circ\text{C}$ (1), на 1,0 а. е. и при $5,56^\circ\text{C}$ (2), на 1,2 а. е. и при $-14,5^\circ\text{C}$ (3) и при номинальной нагрузке (4)

вышающей 25 МэВ, за трехдневный период с двумя максимумами, из которых один наблюдался 3 сентября, а другой — 4 сентября 1966 г.

Кроме этой солнечной вспышки за период с 28 августа по 10 сентября 1966 г. произошли еще две большие солнечные вспышки, во время которых наблюдались преимущественные потоки электронов.

На рис. 5.29 показано существенное уменьшение напряжения на солнечных батареях Pioneer-VI и Pioneer-VII, следовавшее сразу после протонной вспышки между 2-м и 4-м сентября. Интересно отметить, что процесс ухудшения солнечных батарей, начавшийся сразу после вспышки, продолжался приблизительно в течение 200 дней

и затем прекратился. Спустя примерно 450 дней после вспышки началось улучшение параметров солнечных батарей, показывающее, что радиационные нарушения исчезли.

Итак, можно сделать вывод (с некоторой осторожностью), что поглощенная доза, созданная потоком $17,2 \cdot 10^7$ протон/см² с энергией 25 МэВ, может снизить напряжение на солнечных батареях на 4%. На рис. 5.30 показаны реальные вольт-амперные характеристики батарей в различные моменты времени пребывания на орбите спутников Pioneer.

Солнечные батареи спутников связи, входящих в систему раннего обнаружения (IDSCS) [15]. Изучение солнечных батарей на 19 американских спутниках системы IDSCS Военно-воздушных сил США, движущихся вблизи синхронной орбиты, показало, что степень снижения характеристик за пять лет, включающая потери мощности самих элементов и ухудшение свойств покрытий, составляла по току короткого замыкания 12,5% и 16,8% и по напряжению холостого хода 1,7% и 5,5% соответственно.

Расчет деградации характеристик батарей, вызванной проникающими через защитное покрытие электронами и протонами солнечных вспышек, показал, что максимум нарушений появляется для электронов в области энергий около 0,7 МэВ и для протонов — около 3 МэВ. Отношение числа нарушений батарей, вызванных электронами, к числу нарушений, причиной которых являются протоны, согласно расчетам составляет от 5 до 2.

Интерпретация указанных данных и расчетов, выполненных с учетом статистической погрешности, а также знание основных сведений по радиационному воздействию на элементы позволили сделать следующее заключение: потери тока $I_{к.з.}$, не связанные с нарушениями непосредственно в самих элементах, составляют от 6 до 12%, в то время как потери $I_{к.з.}$ из-за нарушений в элементах не превышают 6% (в пересчете на 5 лет). Основные потери по напряжению $V_{х.х.}$ составляют 2%, и к этому добавляются потери (от 0 до 3%), которые были вызваны влиянием низкоэнергетических протонов. При пересчете на 5 лет этим потерям соответствует эквивалентный поток электронов с энергией 0,8 МэВ, равный $1,2 \cdot 10^{14}$ электрон/см².

Основу солнечных элементов этих батарей составляют кремниевые пластины с *n-p*-переходом с удельным сопротивлением в базовой области легированной бором, от 7 до 13 Ом·см (пластины размером 1×2 см были изготовлены

в 1964 г.). Все элементы были покрыты для защиты толстыми пластинами плавленого кварца, приклеенными к элементам с помощью оптически прозрачного клея марки Корнинг XR-6-3489. Солнечные элементы были собраны с частичным перекрытием поверхности (подобно черепичной крыше), причем лишнее количество клея не удалялось с торцовых поверхностей элементов, что создавало некоторую дополнительную защиту от низкоэнергетичных протонов.

Спутники типа IDSCS имели форму симметричного многогранника, состоящего из двух усеченных пирамид с восемью гранями каждая, соединенных посредством цилиндра, сечение которого представляет собой правильный восьмиугольник. Высота тела спутника составляла 79 см, а диаметр окружности, в которую могло быть вписано сечение цилиндра, — 91 см.

В табл. 5.17 приведены параметры орбит первых трех спутников и указано время их запуска. Орбиты спутников

Таблица 5.17. Параметры околоземных орбит спутников системы связи IDSCS

Параметры орбит	Первая серия запусков 16 июня 1966 г.	Вторая серия запусков 18 января 1967 г.	Третья серия запусков 1 июля 1967 г.
Число спутников	7	8	4
Апогей, км	34 458	33 947	33 758
Перигей, км	33 716	33 634	33 690
Эксцентриситет	0,0092	0,0039	0,00086
Угол наклона, град	0,042	0,41	6,998
Период, мин	1350	1335	1332

немного различаются, различаются и начальные скорости спутников. Это было сделано специально для того, чтобы спутники более равномерно распределялись в пространстве вокруг Земли. Во время полета по орбите спутники вращались вокруг оси.

При практически одинаковых исходных параметрах солнечных батарей спутников этой серии было обнаружено неожиданно большее расхождение как в значениях начальной выходной мощности, так и в скорости ухудшения характеристик элементов на орбите. Начальные значения тока короткого замыкания и напряжения холостого хода имели распределение, близкое к нормальному, с шириной 10,1% и 1,8% соответственно. Этот разброс был приписан произвольному выбору панелей солнечных элементов, используемых в конструкциях спутников, а также различию чувствительности телеметрических систем. Пос-

ле того как начальные параметры были нормированы и приняты за 100%, установили, что за пять лет снижение тока $I_{кз}$ составило 5%, а напряжения $V_{х.х}$ — 4%. На рис. 5.31 представлены кривые зависимости снижения тока $I_{кз}$ от времени для наилучшего и наихудшего случаев, экстраполированные на пять лет нахождения спутников первой и второй серий (15 спутников). Были приняты во внимание все составляющие потерь первоначальных значений $I_{кз}$: потери, вызванные деградацией самих элементов, и потери из-за деградации покрытий. На рис. 5.32 представлены аналогичные кривые снижения напряжения холостого хода $V_{х.х}$, там же приведена кривая, показывающая зависимость снижения $V_{х.х}$ от времени, полученная путем расчетов, основанных на данных о радиационной обстановке (не привязанных к определенному временному интервалу) и имеющихся в распоряжении проектировщиков точных данных по коэффициентам повреждений солнечных элементов использованного типа. Отметим, что полученная кривая занимает среднее положение между кривыми, соответствующими наилучшему и наихудшему случаям деградации элементов, и показывает среднюю степень их деградации. На рис. 5.33 представлена временная зависимость снижения $I_{кз}$, вызванного деградацией самого солнечного элемента из-за воздействия ионизирующего излучения. Сравнение этой кривой с кривыми 1 и 4 на рис. 5.31 позволяет сделать экстраполированную на пять последующих лет оценку как для самого плохого, так и для наиболее благоприятного случая деградации элемента, вызванного ухудшением свойств покрытий.

Вращающиеся солнечные батареи на синхронной орбите [17, 18]. Ряд цилиндрических солнечных батарей, установленных на стабилизированных за счет вращения спутниках связи, удачно функционировали на геосинхронных орбитах. Данные по деградации необходимо сопоставить с циклом возникновения протонных солнечных вспышек за этот же период. Однако, как видно из данных табл. 5.18, имеются существенные различия в скорости деградации отдельных солнечных батарей, которые не удается пока объяснить. В табл. 5.18 просуммированы наиболее достоверные оценки деградации солнечных батарей, основанные на большом числе наземных и космических экспериментальных данных по ряду вращающихся и удерживаемых во время полета в одной и той же плоскости солнечных батарей.

Большие солнечные вспышки в сильной степени оказывают усиливающее влияние на деградацию батарей.

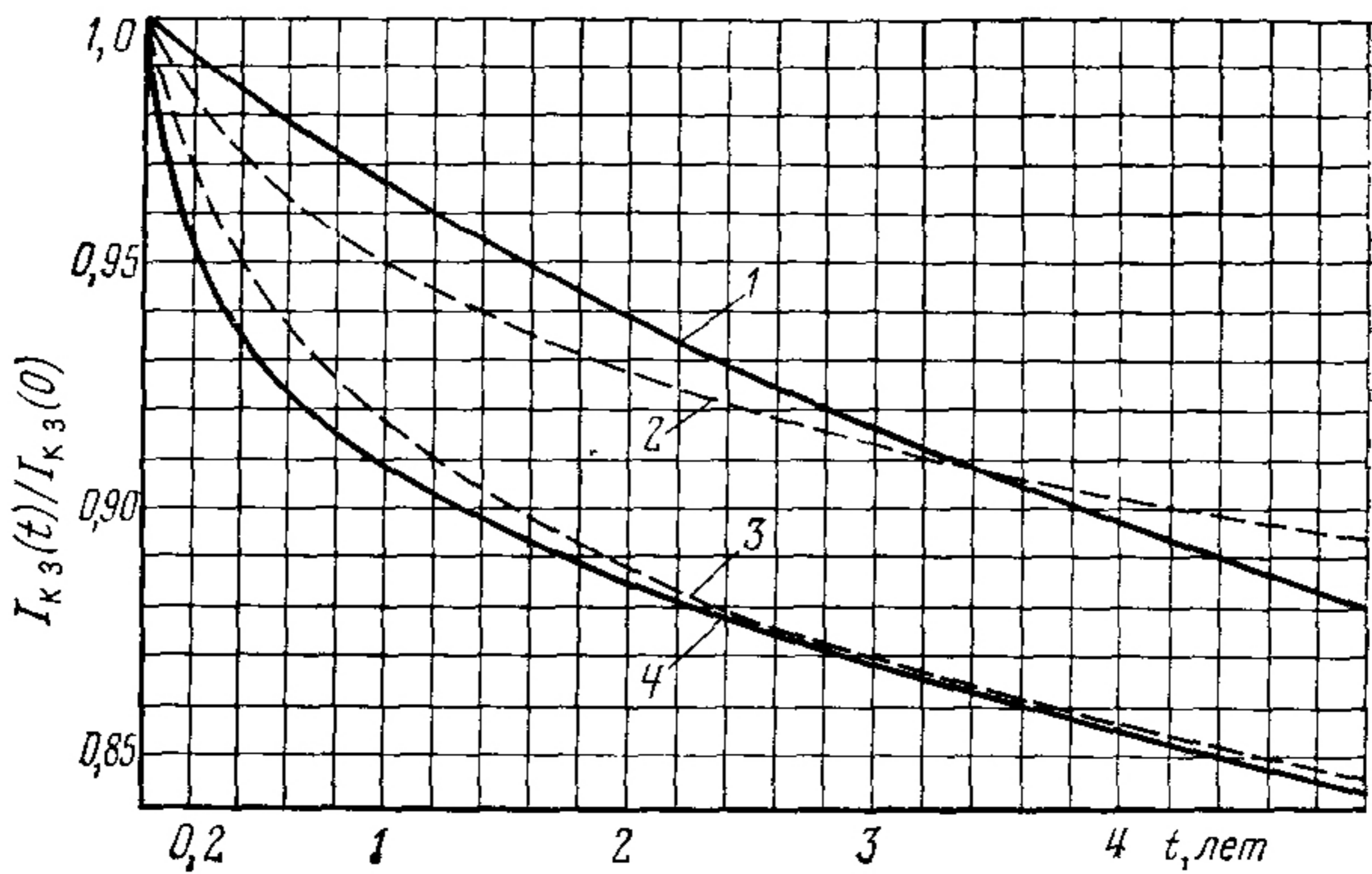


Рис. 5.31. Зависимость относительного спада тока короткого замыкания солнечных батарей спутников системы связи от времени пребывания на орбите для первой серии запусков (кривые 1 и 4) и для второй (кривые 2 и 3):

1, 2 — наименьшее снижение $I_{кз}$; 3, 4 — наибольшее снижение $I_{кз}$

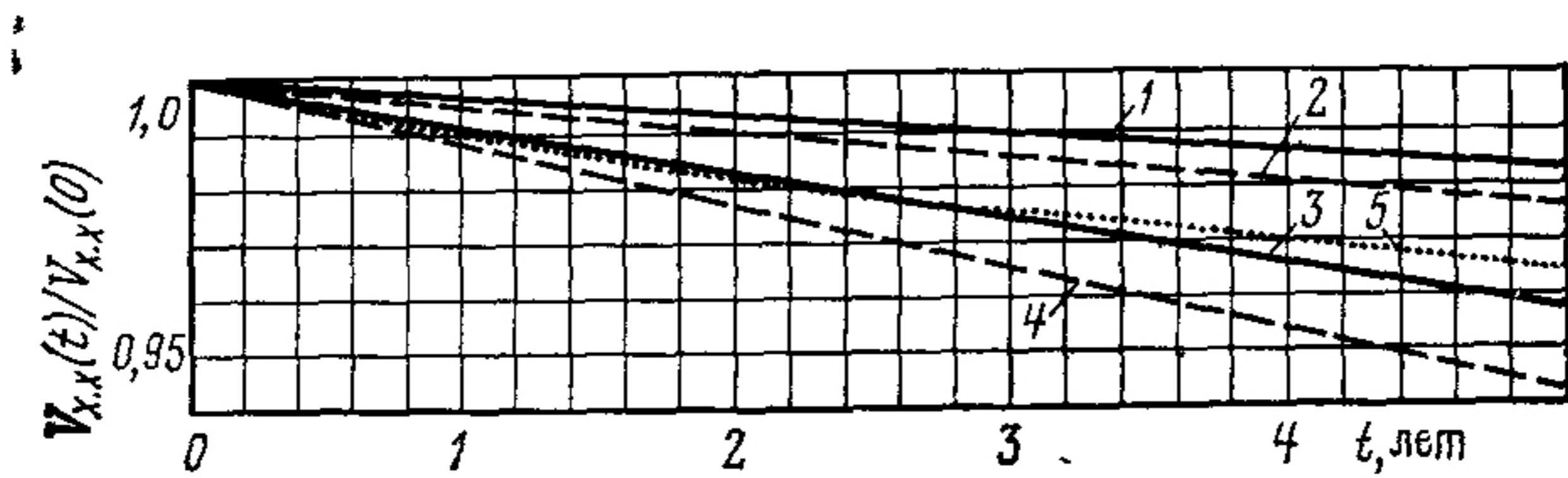


Рис. 5.32. Зависимость относительного спада напряжения холостого хода солнечных батарей спутников системы связи от времени пребывания на орбите:

1, 4 — для первой серии запусков (кривые 1 и 4) и для второй (кривые 2 и 3);
1, 2 — наименьший спад; 2, 3 — наибольший спад; 5 — расчетная кривая

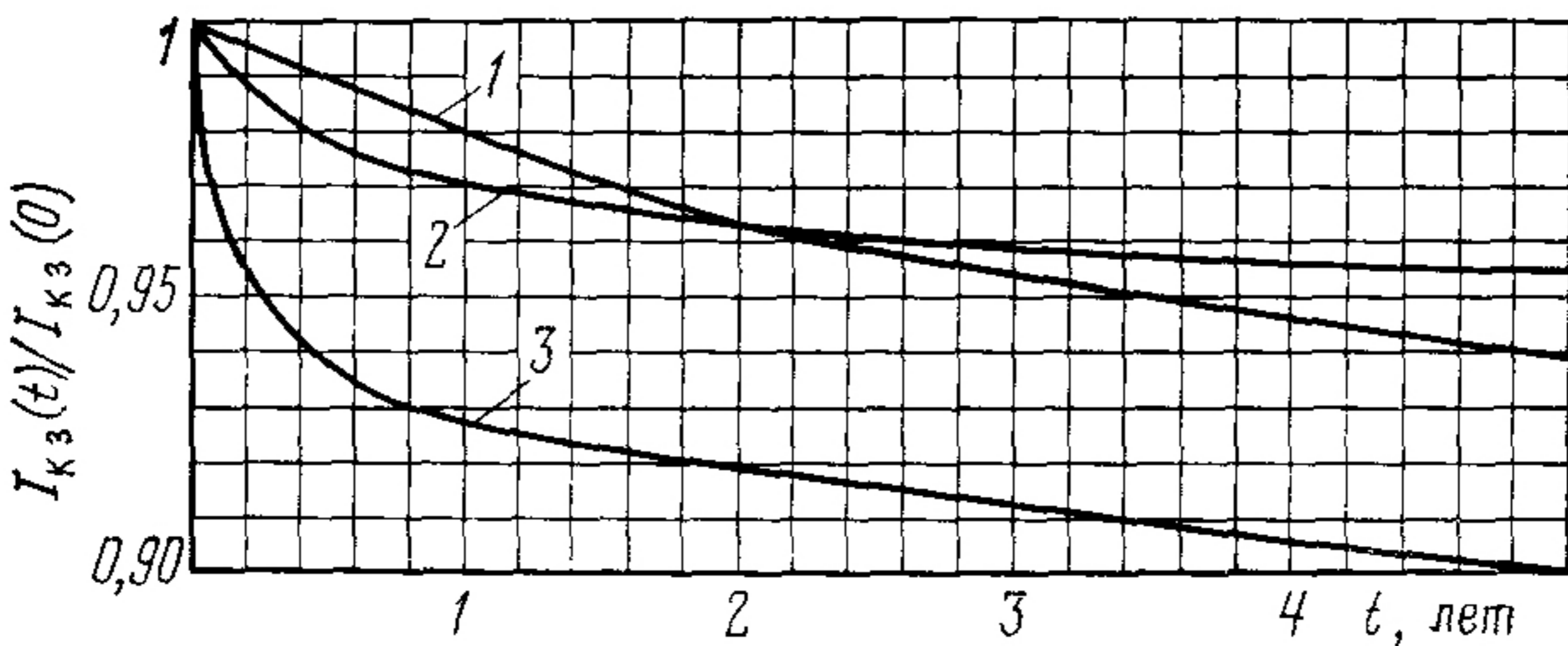


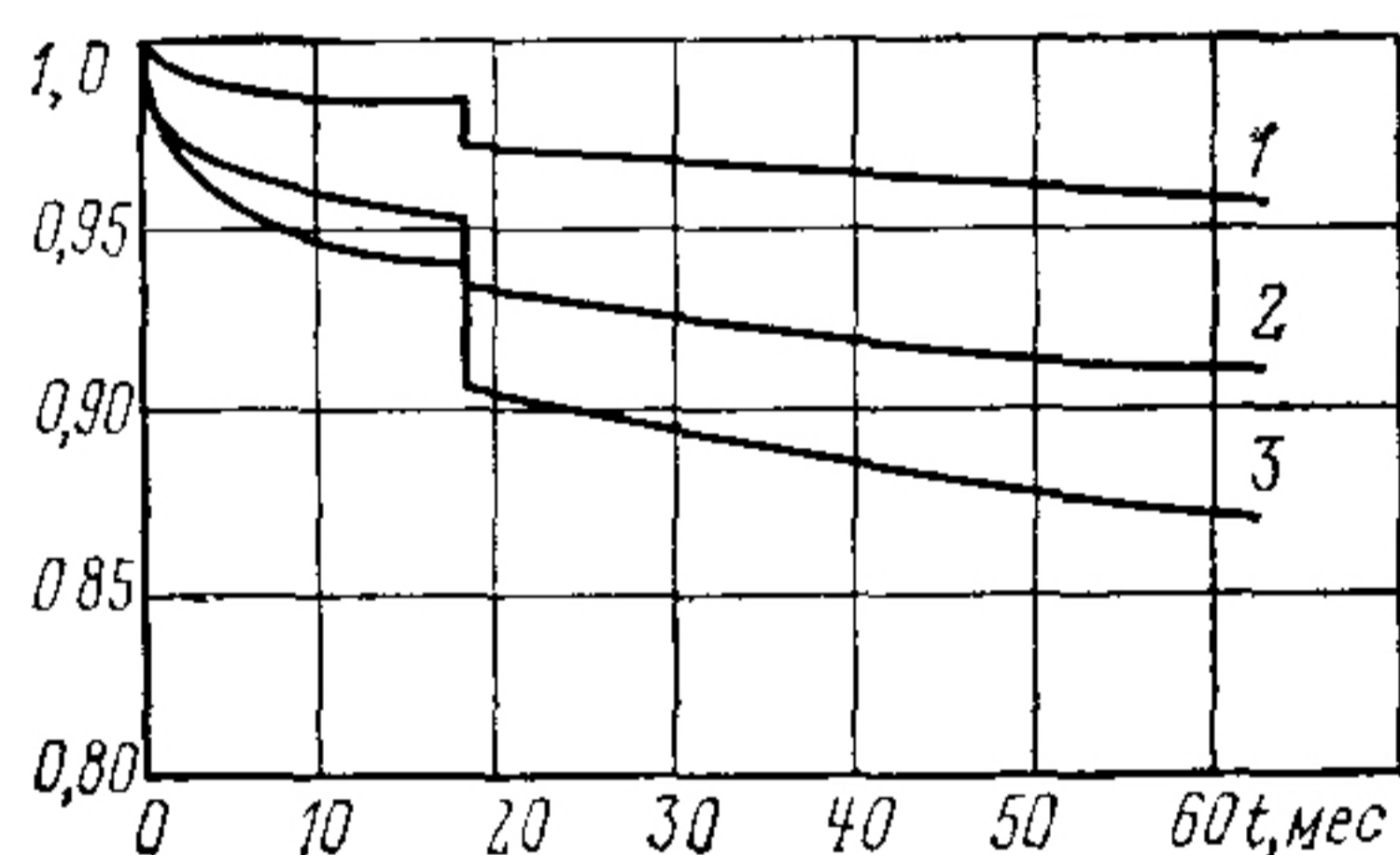
Рис. 5.33. Зависимость относительного спада тока короткого замыкания, вызванного воздействием ионизирующего излучения на полупроводник, рассчитанного по данным радиационной обстановки (1), на покрытия солнечных батарей (2) и солнечный элемент (3) от времени пребывания на орбите спутников связи

Таблица 5.18. Характеристики повреждений солнечных батарей на орбите

Характеристики повреждений батарей	Время пребывания на синхронной экваториальной орбите		Время пребывания на полярной круговой орбите на высоте 1000 км	
	1 год	7 лет	1 год	7 лет
Эквивалентный поток электронов с энергией 1 МэВ, электрон/см ²	$4,3 \cdot 10^{13}$	$3,0 \cdot 10^{14}$	$2 \cdot 10^{14}$	$1,0 \cdot 10^{15}$
Повреждение солнечных элементов, %	3	15	8	20
Повреждение солнечного покрытия, %	От 4 до 10	От 4 до 10	От 4 до 10	От 4 до 10
Суммарная деградация, %	От 7 до 13	От 19 до 25	От 12 до 18	От 24 до 30

Примером такого влияния может служить протонная солнечная вспышка, произошедшая в августе 1972 г., оцениваемая в единицах эквивалентного потока с энергией 1 МэВ как $4,7 \cdot 10^{13}$ электрон/см² и приведшая практически к заметному скачкообразному снижению параметров батарей на одном спутнике, запущенном в январе 1972 г. (рис. 5.34).

Рис. 5.34. Спад нормированных значений напряжения холостого хода (1) и тока короткого замыкания (2) и максимальной выходной мощности (3) солнечных батарей спутника Земли Intelsat IV в период солнечной протонной вспышки, 1972 г.



Долговременные спутники системы связи (23 шт.) дают весьма обширные сведения о естественной деградации на орбите стандартных элементов солнечного фотопреобразователя, представляющего собой пластину кремния толщиной 0,3 мм с обычным *n-p*-переходом, имеющую защитное покрытие из плавленого кварца толщиной 0,3 мм. В среднем (для случаев, когда отсутствовали солнечные вспышки) деградация элементов проходила по следующей закономерности: 10—11% в первые два года и по 1% каждый последующий год. Причем здесь предполагается, что ухудшение прозрачности покрытия и клеящего слоя происходит в основном в первые два месяца

полета и оценивается в 2%. Последняя цифра, однако, расходится с результатами лабораторных испытаний элементов при облучении ультрафиолетовым излучением, давшими 4% ухудшения.

В гл. 5 приведена информация о регулярных источниках деградации солнечных батарей за счет прямых радиационных воздействий при полетах на орбите. Однако такую деградацию можно усилить за счет косвенного влияния радиационных воздействий, например, на межэлементные соединения из-за термических деформаций и радиационно-химических превращений припоев и клеев¹.

¹ В советской литературе вопросам разработки моделей радиационной опасности при космических полетах посвящено немало работ, в которых рассматриваются методики радиационной опасности при протонных солнечных вспышках [7*—9*], вопросы их прогнозирования [8*], а также приведены систематизированные данные о солнечных вспышках за 19-й и 20-й циклы [11*]. — *Прим. ред. пер.*

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

К главе 1

1. **Wolf M., Rauschenbach H. S.** Series Resistance Effects on Solar Cell Measurements, in *Advanced Energy Conversion*, v. 3, Pergamon Press, Elmsford, New York, 1963.
2. **Jain G. C., Stuber F. M.** A Distributed Parameter Model for Solar Cells, in *Advanced Energy Conversion*, v. 7, Pergamon Press, Elmsford, New York, 1967.
3. **Handy R. J.** Theoretical Analyses of the Series Resistance of a Solar Cell, in *Solid State Electronics*, v. 10, Pergamon Press, Elmsford, New York, 1967.
4. **Shockley W.** Holes and Electrons in Semiconductors, Van Nostrand Reinhold Co., New York, 1950.
5. **Sawyer D. E.** Rediker (p. 1122) in *Proceedings of the IEE*, vol. 46, 1958.
6. **Hartman T. E.** Transient Photovoltaic Response of Diffused Junction Silicon Photodiodes (p. 127—133) in *Solid State Electronics*, vol. 3, Pergamon Press, Elmsford, New York, 1961.
7. **Rauschenbach H. S.** Electrical Output of Shadowed Solar Arrays, in *Conference Record of the 7th Photovoltaic Specialists Conference*, IEEE, November 1968.
8. **Ehrice K. A.** *Spaceflight*, v. 1 Environment and Celestial Mechanics, Van Nostrand, Princeton, 1960.
9. **Danby J. M. A.** *Fundamentals of Celestial Mechanics*, MacMillan, New York, 1962.
10. **Wolverton R. W.** (Ed.) *Flight Performance Handbook for Orbital Operations*, John Wiley and Sons, New York, 1961.
11. **Jensen J. e. a.** *Design Guide to Orbital Flight*, McGraw-Hill, 1962.
12. **Baker R. M. L., Jr. e. a.** *An Introduction to Astrodynamics*, Academic Press, New York, 1960.
13. **Stoddard L. G.** Eclipse of Artificial Earth Satellites, in *Astronautic Sciences Review*, April-June 1961.
14. **Hough W. W., Elrod B. D.** Solar Array Performance as a Function of Orbital Parameters and Spacecraft Attitude, in *Journal of Engineering for Industry*, February 1969.
15. **Pipes L. A.** *Matrix Methods for Engineering*, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, 1963.
16. **Cunningham F. G.** Calculation of the Eclipse Factor for Elliptical Satellite Orbits, *ARS Journal*, December 1962.

К главе 2

1. **Roger J.** Optimal Bus Bars for Rectangular Solar Arrays, in *Conference Records of the 9th IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, 1972.

2 **Levi E., Jr e. a.** High Voltage Solar Cell Power Generating System, in Conference Records of the 10th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1973

3 **Atzei A., Capart J.** Evaluation and Reduction of the Electromagnetic Fields Associated with a Solar Array, in Conference Records of the 9th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1972

4 **Boller H. W. e. a.** Solar Cells and Generator Technology for Helios Sun Probe, Ibid

5 **Wiggins L. E.** Relative Magnitudes of the Space-Environment Torques on a Satellite, in AIAA Journal, v 2, № 4, April 1964

6 **Alksne A. Y.** Magnetic Fields Near Twisted Wires, in IEEE Transaction on Space Electronics and Telemetry, December 1964

7 **Rauschenbach H. S. e. a.** (p 232) Record of the 13th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1978

8 **Tada H. Y., Carter J. R., Jr.** Solar Cell Radiation Handbook, JPL Publication 77—66 November 1, 1977

К главе 3

1 **Luft W** Solar Cell Interconnector Design, in IEEE Transaction on Aerospace and Electronic System, v AES—7, № 5, September 1971

2 **Gum J. D. e. a.** Solar Arrays Utilization Large Area Silicon Solar Cell, in Conference Records of the 7th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, November 1958

3 **Luft W., Maidon E.** Temperature Cycling Effects on Solar Panels, in IEEE Transaction on Aerospace and Electronic—Systems, c. AES—6, № 6, November 1969

4 **Curtin D J., Billerbeck W. T.** In Proceedings of the Section The Photovoltaic Power and its Application in Space and on Earth, International Congress, The Sun in the Service of Mankind, Paris, France, July 1973

5 **Mann A. E. e a** Solar Cell Array, U S Patent № 3, 094, 439, June 1963

6 **Julius R. F.** Solar Cell Array, U S Patent № 3, 375, 141, March 1968 (filed July 1963)

7 **Haynos J. G** Interconnection of Solar Cells, U S Patent № 3, 459, 391, August 1969 (filed February 1964)

8 **Baron W. R.** Solar Cells with Flexible Overlapping Bifurcated Connector, U S Patent № 3, 459, 597, TRW, Inc August 1969, and U. S Patent № 3, 837, 924, Solar Array, TRW, Inc, September 24, 1974.

9 **Timoshenko S.** Analysis of Bi-Metal Thermostats (p 223—255) in Journal of the Optical Society of America, vol 2, September 1925

10 **Sovolainen U. U, Sear R. M.** Thermostat Metals, (Ch 10) in Composite Engineering Laminates, A G H Dietz (ed), MIT Press, 1969

11 **Milton S. Hess** The End Problem for a Laminated Electric Strip II Differential Expansion Stresses, (p 630—641) in Journal of Composite Materials, v 5, October 1969

12 **Agerwal A. C., Hagers M. W.** Differential Expansion in Elastic Laminates, (p 655—633) in ASCE Journal, Academic Press, New York of the Structural Division, April 1973

13 **Bikerman J. J.** The Science of Adhesive Joints, Academic Press, New York, 1968

14 **Rauschenbach H. S., Gaylard P. S.** Prediction of Fatigue Failures in Solar Arrays, in Proceedings of the 7th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference 1972, published by the American Chemical Society, p 666 and 670

15 **Ralph E. L., Tasui R. K.** Silicon Solar Cell Lightweight Integrated Array, in Conference Records of the 8th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, Seattle, Washington, 1970

16 **Ralph E. L., Roger J.** In Solar Cells, Proceedings of the International Colloquium Organized by the European Cooperation Space Environment Committee (ECOSEC), July 1970, Toulouse, France, Gordon and Breach Science Publishers, New York, 1971

17 **Forsyth P. J. E.** The Physical Basis of Metal Fatigue, American Elsevier, New York, 1969

18 **Manson S. S.** Fatigue a Complex Subject—Some Simple Approximations (p 193—226) in Experimental Mechanics, July 1965

19 **Manson S. S.** Thermal Stresses and Low Cycle Fatigue, McGraw-Hill, New York, 1966

20 **Coffin L. F.** Design Aspects of High Temperature Fatigue with Particular Reference to Thermal Stresses (p 527—532) in Transactions ASME, April 1956

21 **Curtin D. J., Billerbeck W. U.** Development of Advanced Interconnectors for Solar Cells (p 53—68) in Comsat Technical Review, vol. 4, No 1, 1964

К главе 4

1 **Rauschenbach H. S., Ratajczak A. F.** In Conference Records of the 10th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1973

2 **Elms R. V. Jr.** Solar Array Welding Development in Proceedings of the 9th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 1974

3 **Jenkins R. M. e. a.** In Conference Records of the 10th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1973

4 **Lott D. R. e. a.** In Conference Records of the 11th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1975

5 **Carmichael D. C. e. a.** (p 317) In Conference Records of the 12th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1976

6 **Wolf M., Rauschenbach H.** Series Resistance Effects on Solar Cell Measurements Advanced Energy Conversion, v 3 (p 455—479) Pergamon Press Elmsford, New York 1963

7 **Imamura M. S., Brandtzaeg P.** (Martin Marietta Corporation) and Miller J. L. (NASA Marshall Space Flight Center), Solar Cell Dark I—V Characteristics and their Applications, in Proceedings of ENERGY 70 Intersociety Energy Conversion Engineering Conference 1970

8 **Edwards D. K. e. a.** Integrating Sphere for Imperfectly Diffuse Samples (p 1279—1288) in Journal of the Optical Society of America, v 51, 1961

9 **Dunkle R. V. e. a.** Heated Cavity Reflectometer for Angular Reflectance Measurements (p 541—567) in Progress in International Research on Thermodynamics and Transport Properties, American Society of Mechanical Engineers, 1962

10 **Nelson K. E., Leudke E. E., Bevans J. E.** A Device for the Rapid Measurement of Total Emittance (p 758—760) in Journal of Spacecraft Rockets, v 3 1966

11 **Ley W.** DFVLR Facility for Thermal Cycling Testing on Solar Cell Panels under Vacuum Conditions, in Conference Records of the 12th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1976

12 **Rauschenbach H. S. e. a.** The TDRSS Solar Array, in Conference Records of the 13th IEEE Photovoltaic Specialists Conference 1978

13 **Kirpich A. e. a.** Flight Performance of the ERTS-1 Spacecraft Power System, in Proceedings of 1973 IEEE Power Electronics Specialists Conference

14. **Levy E., Jr. Osugi F. S.** Design and Performance of Intelsat IV Power Subsystem, in Proceedings of the 7th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 1972.
15. **Buhs R. e. a.** In Conference Records of the 11th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1975.
16. **Mesch H. G.** In Conference Records of the 10th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1973.
17. **Eakins T. C.** Results of Solar Cell Welded Interconnection Development, in Proceedings of the 7th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 1972.
18. **Johnson F. S.** The Solar Constant (p. 431—439) in Journal of Meteorology, v. 11, № 6, December 1954.

К главе 5

1. **Johnson F. C.** Journal of Meteorology, v. 11, № 6. December 1954.
2. **Allen C. W.** Astrophysical Quantities, The Athlone Press, University of London, 1964.
3. **Becker W. H., Pollack S. R.** The Formation and Degradation of Ti—Ag and Ti—Pd—Ag Solar Cell Contacts, Conference Records of the 8th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1970.
4. **Bishop C. J.** The Fundamental Mechanism of Humidity Degradation in Silver—Titanium Contacts, Conference Records of the 8th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1970.
5. **Fischer H., Gereth R.** New Aspects for the Choice of Contact Materials for Silicon Solar Cells, Conference Records of the 7th Photovoltaic Specialists Conference, 1968.
6. **Stern M., Wissenberg H.** The Electrochemical Behaviour and Passivation of Titanium, Journal of the Electrochemical Society, 106, 775. 1959.
7. **Pickett A. G., Lemcoe M. M.** Handbook in Design Data on Elastomeric Materials used in Aerospace Systems, South—West Research Institute, San Antonio, Texas, ASD—TR—61—234, January 1962.
8. **Coelle H. H.** (Ed.). Handbook of Astronautical Engineering, McGraw-Hill, New York, 1961.
9. **Clauss F. J.** (Ed.). First Symposium, Surface Effects on Spacecraft Materials, Palo Alto, California, May 1969, John Wiley and Sons, New York, 1960.
10. **Borson N.** Rocket Plumes as Contamination Sources, Optical Contamination in Space Symposium, Aspen, Colorado, August 1969.
11. **Rantanen R. O., Thornton J. P.** Deposited Contaminants Effects on Solar Array Power Loss, Conference Records of the 10th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, Palo Alto, California, 1973.
12. **Sawyer D. M. e. a.** A Review of the Near—Earth Radiation Environment, National Space Science Data Center, NASA Goddard Space Flight Center; also published in Conference Records of the 13th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1978.
13. **Rosen A.** (Ed.). Spacecraft Charging by Magnetospheric Plasmas, Progress in Astronautics and Aeronautics, v. 47, Princeton University, 1975.
14. **Luft W., McCraven C. C., Aroian L. A.** Temperature and Humidity Effects on Silicon Solar Cells, Conference Records of the 7th Photovoltaic Specialists Conference, 1968.
15. **Picciano W. T. e. a.** (p. 221). In Conference Record of the 8th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1970.
16. **Conference Record of the 8th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1970.**

17. Curtin D. J., Statler R. L. Review of Radiation Damage to Silicon Solar Cells, in IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, v. AES—II, № 4, July 1975.

18. Wright W. H. Design and Orbital Performance of the INTELSAT III Power System, in Proceedings of the 7th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 1972.

19. Goldhammer L. G., Gelb S. W. (p. 1369). In Eleventh Intersociety Energy Conversion Engineering Conference Proceedings, vol. 11, 1976.

СПИСОК ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

К главе 1

1.* Сильбанс Л. С. Физика полупроводников. — М.: Советское радио, 1967.

2.* Фистуль В. И. Введение в физику полупроводников. — М.: Высшая школа, 1975.

3.* Васильев А. М., Ландсман А. П. Полупроводниковые фотопреобразователи. — М.: Советское радио, 1971.

4.* Глиберман А. Я., Ковалев И. И., Четверикова Г. А. Фотопреобразователи в науке и технике. — В кн.: Итоги науки и техники. Сер. Электроника и ее применение. Т. 12. — М.: ВИНТИ, 1980, с. 117—162.

5.* Солнечные батареи/ В. М. Евдокимов, М. Б. Каган, М. М. Колтун, А. Х. Черкасский. — Итоги науки и техники. Сер. Генераторы прямого преобразования тепловой и химической энергии в электрическую. Т. 3. — М.: ВИНТИ, 1977.

К главе 2

1.* Крошкин М. Г. Физико-технические основы космических исследований. — М.: Машиностроение, 1969.

2.* Крейнин Л. Б., Григорьева Г. М. Солнечные батареи в условиях воздействия космической радиации. — В кн.: Итоги науки и техники. Сер. Исследование космического пространства. Т. 13. — М.: ВИНТИ, 1979, с. 128.

3.* Колтун М. М. Селективные оптические поверхности преобразователей солнечной энергии. — М.: Наука, 1979.

4.* Разработка солнечных батарей для межпланетных автоматических станций «Венера-9», «Венера-10» и для программы «Луноход»/ Г. С. Далецкий, М. Б. Каган, М. М. Колтун, В. М. Кузнецов. — Гелиотехника, 1979, № 4, с. 3.

5.* Колтун М. М., Матвеев В. П. Полупроводниковые преобразователи с теплоотражающими контактами. — В кн.: Преобразование и использование солнечной энергии. Вып. 6. — М.: ЭНИН им. Г. М. Кржижановского, 1973.

К главе 3

1.* Исследования по высокоэффективным гетерофотопреобразователям в системе GaAs—AlAs/ Н. С. Лидоренко, В. М. Тучкевич, Ж. Д. Алферов и др. — В кн.: Труды Всемирного электротехнического конгресса. Секция 5А, доклад 5А.04 — М.: 21—25 июня, 1977.

2.* Солнечные преобразователи на основе гетеропереходов $p\text{-Al}_x\text{Ga}_{1-x}\text{-nGaAs}$ / Ж. И. Алферов, В. М. Андреев, М. Б. Каган и др. — Физика и техника полупроводников, 1970, т. 4, вып. 12, с. 2378—2379.

3.* Андреев В. М., Каган М. Б., Любашевская Т. Л., Нуллер Т. А., Третьяков Д. Н. Сравнение различных моделей гетерофотопреобразователей в системе $p\text{-Al}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As-n-GaAs}$ с точки зрения достиже-

ния максимальной эффективности — Физика и техника полупроводников, 1974, том. 8, вып. 7, с. 1328—1334.

4.* **Евдокимов В. М.** Расчет последовательного и шунтирующего сопротивлений по вольт-амперной характеристике солнечного элемента. — Гелиотехника, 1972, № 6, с. 16.

5.* **Евдокимов В. М.** Определение параметров неосновных носителей в полупроводниковых фотоэлементах по кривой спектральной чувствительности. — Гелиотехника, 1972, № 3, с. 32.

6.* **Зайцева А. К.** Определение параметров фотоэлектрического преобразователя A и j_0 из нагрузочной части вольт-амперной характеристики. — Гелиотехника, 1973, № 3, с. 16.

7.* **Влияние** сопротивления растекания на нагрузочную характеристику кремниевых фотоэлементов с различными вариантами токовыводов/ Н. М. Бородина, А. М. Васильев, А. К. Зайцева, А. П. Ладсман. — Радиотехника и электроника, 1965, т. 10, с. 727.

8.* **Бородина Н. М., Зайцева А. К.** Выбор оптимальных размеров и нагрузки кремниевых фотоэлементов при различных вариантах токовыводов. — Радиотехника и электротехника, 1965, т. 10, с. 1356.

9.* **Работа** тонкого кремниевых фотопреобразователя при освещении его с двух сторон/ Н. М. Бородина, Т. М. Головнер, В. В. Заддэ, А. К. Зайцева, А. П. Ландсман, В. И. Стрельцова. — Гелиотехника, 1975, № 6, с. 12.

К главе 4

1.* **Назаров Г. В., Гревцев Н. В.** Сварка и пайка в микроэлектронике — М.: Советское радио, 1969. 192 с.

2.* **Кривошей А. В., Бельцев А. Н.** Пайка и сварка в производстве радиоэлектронной аппаратуры. — М.: Энергия, 1974. 238 с.

3.* **Красулин Ю. П., Назаров Г. В.** Микросварка давлением. — М.: Металлургия, 1976. 160 с.

4.* **Николаев Г. А., Ольшанский Н. А.** Специальные методы сварки — М.: Машиностроение, 1975. 232 с.

5.* **Мазур А. И., Алехин В. П., Шоршоров М. Х.** Процессы сварки и пайки в производстве полупроводниковых приборов. — М.: Радио и связь, 1981. 223 с.

6.* **Колтун М. М.** Радиационные характеристики и стабильность селективных оптических покрытий. — Гелиотехника, 1970, № 6, с. 33.

7.* **Исследование** поведения новых кремнийорганических полимерных материалов в условиях эксплуатации солнечных энергетических установок/ Т. Н. Торопцева, Н. Н. Байбакова, И. И. Грибелюк, И. Ф. Благовещенская. — Гелиотехника, 1970, № 6, с. 38.

8.* **Стабилизация** характеристик фотопреобразователей на основе сульфида кадмия/ К. А. Андрианов, В. А. Дмитриев, И. В. Карпенко и др. — Гелиотехника, 1975, № 2, с. 3—7.

9.* **Колтун М. М., Оршанский И. С.** Метрология солнечных элементов. — Гелиотехника, 1981, № 3, с. 3.

10.* **Козырева Т. А., Колтун М. М., Оршанский И. С.** Градуировка эталонов для наземных измерений солнечных элементов. — Гелиотехника, 1980, № 1, с. 12.

11.* **Селективные** радиометры для настройки солнечных имитаторов/ И. В. Грачева, А. И. Иванов, М. М. Колтун, Г. Д. Наумова, И. С. Оршанский. — Светотехника, 1981, № 4, с. 11.

12.* **Колтун М. М., Оршанский И. С.** Международная стандартизация измерений солнечных элементов наземного применения. — Гелиотехника, 1981, № 1, с. 83.

13.* **Долинский Е. Ф.** Обработка результатов измерений. — М.: Стандарты, 1973. 191 с.

1.* **Макарова Е. А., Харитонов А. В.** Распределение энергии в спектре Солнца и солнечная постоянная. — М.: Наука, 1972. 288 с.

2.* **Лидоренко Н. С. и др.** Новые модели солнечных элементов и перспективы их оптимизации. — Гелиотехника, 1978, № 3, с. 3.

3.* **Испытание** экспериментальной двусторонней солнечной батареи на орбитной станции «Салют-5»/ Г. А. Балтянский, Н. М. Бордина, Г. С. Далецкий и др. — Космические исследования, 1980, т. 18, № 5, с. 812.

4.* **Кондратьев К. Я.** Метеорологические исследования с помощью ракет и спутников. — Л.: Гидрометеиздат, 1962. 252 с.

5.* **Крошкин М. Г.** Физико-технические основы космических исследований — М.: Машиностроение, 1969, 41 с.

6.* **Спутники планет**/ Под ред. Дж. Бернса. Пер. с англ. — М.: Мир, 1980. 631 с.

7.* **Генерозов В. Л., Коломенский А. В., Сакович В. А.** К обоснованию методики расчета радиационной опасности протонных солнечных вспышек. — Космическая биология и авиационная медицина, 1975, № 3, с. 74.

8.* **Петров В. М., Коломенский А. В., Зиль М. В.** Радиационная опасность солнечных вспышек в околоземном космическом пространстве. — Космические исследования, 1979, т. 17, вып. 1, с. 122.

9.* **Коломенский А. В., Петров В. М.** К вопросу оценки радиационной опасности от солнечной вспышки 4 августа 1972 г. — Космические исследования, 1978, т. 16, вып. 4, с. 535.

10.* **Борисенко А. И., Коломенский А. В., Наан Г. Г.** Методические вопросы анализа эффективности критерия появления протонов солнечных вспышек в околоземном пространстве по радиовсплескам на частоте 9400 МГц. — Геомагнетизм и аэрономия, 1979, т. 19, № 2, с. 222.

11.* **Коломенский А. В., Петров В. М., Зиль М. В., Еремкина Т. М.** Радиационная опасность солнечных вспышек в околоземном космическом пространстве. — Космические исследования, 1978, т. 16, вып. 5, с. 698.

О Г Л А В Л Е Н И Е

Предисловие к русскому изданию	3
Предисловие автора	6
Введение	7
Глава 1 Солнечные элементы и батареи	8
1 1 Полупроводниковые материалы	8
1 2 Переходы в полупроводниках	9
1 3 Работа солнечного элемента	10
1 4 Основное уравнение	10
1 5 Модель солнечного элемента при протекании постоянного тока	15
1 6 Модель солнечного элемента с распределенными параметрами	16
1 7 Аналитические модели для обработки на ЭВМ	17
1 8 Неаналитическая модель для ЭВМ	21
1 9 Выбор адекватной модели	21
1 10 Модель элемента, учитывающая переменную составляющую тока	22
1 11 Параллельное и последовательное соединение солнечных элементов	26
1 12 Расчет освещенной батареи	28
1 13 Параллельное соединение частично затененных солнечных элементов	31
1 14 Последовательное соединение частично затененных солнечных элементов	34
1 15 Цепочки солнечных элементов с шунтирующими диодами	36
1 16 Коэффициенты затенения	40
1 17 Модели неосвещенной солнечной батареи	42
1 18 Модели солнечных батарей с блокирующими диодами	43
1 19 Солнечные элементы, находящиеся под обратным напряжением смещения	43
1 20 Поглощение энергии элементами, на которые подается обратное напряжение смещения	46
1 21 Анализ выходных параметров солнечной батареи	49
1 22 Последовательность перемещения вольт амперной характеристики	54
1 23 Расчет угла падения излучения	55
1 24 Расчет эффективного значения плотности потока солнечного излучения	57
1 25 Расчет вольт амперной характеристики солнечного элемента и батареи	57
1 26 Тени	60
Глава 2 Проектирование солнечных батарей	66
2 1 Профиль нагрузки	66
2 2 Определение профиля освещенности	69

2 3	Предварительное определение необходимой площади солнечной батареи	73
2 4	Предварительное определение размеров солнечной батареи с учетом к п д элементов	74
2 5	Предварительное определение размеров солнечной батареи с использованием мощности солнечных элементов	75
2 6	Определение размеров солнечной батареи	75
2 7	Выбор формы солнечной батареи	78
2 8	Определение числа солнечных элементов	81
2 9	Расположение элементов солнечной батареи	84
2 10	Электропроводка солнечной батареи	86
2 11	Учет возможности местного перегрева	87
2 12	Обеспечение надежности солнечной батареи	88
2 13	Проектирование высоковольтных солнечных батарей	89
2 14	Регулирование температуры космической солнечной батареи	90
2 15	Регулирование температуры наземных солнечных батарей	92
2 16	Способы уменьшения коэффициента поглощения	92
2 17	Способы увеличения излучательной способности	93
2 18	Способы улучшения конвективного теплообмена	94
2 19	Снижение температуры солнечной батареи	95
2 20	Защита солнечных батарей от ионизирующего излучения в космическом пространстве	97
2 21	Эквивалентные потоки радиационного облучения солнечных элементов на орбите	98
2 22	Выбор толщины радиационной защиты	102
2 23	Метод анализа радиационной деградации основанный на использовании представления об эквивалентном потоке электронов с энергией 1 МэВ	105
2 24	Защита от протонов низких энергий	106
2 25	Поглощенная доза в стеклянном покрытии и клеящих слоях	110
2 26	Электростатическая защита	111
2 27	Снижение собственных магнитных полей	113
2 28	Уменьшение магнитных моментов	117
2 29	Возникновение электростатических полей в солнечных батареях	118
Глава 3 Электрические соединения солнечных элементов и батарей		120
3 1	Терминология	120
3 2	Типы межэлементных соединений и проводников	121
3 3	Требования к конструкции межэлементных соединений	123
3 4	Основные причины разрушений солнечных элементов и межэлементных электрических соединений	124
3 5	Основные этапы разработки контактных соединений солнечных элементов	126
3 6	Какие соединения лучше выбрать — паяные или сварные — и в каких случаях?	131
3 7	Проблемы создания системы межэлементных соединений Выбор материалов	132
3 8	Разработка межэлементных соединений с заданными электрическими свойствами	133
3 9	Способы уменьшения термомеханических напряжений	135
3 10	Термомеханические напряжения в недеформирующихся (жестких) соединениях	136
3 11	Напряжения в соединениях, вызываемые внешними силами	142
3 12	Эффекты, связанные с изменением ширины межэлементного промежутка	145
		355

3.13.	Деформация соединительных петель	147
3.14.	Напряжения в расширяющихся соединительных петлях	149
3.15.	Соединительные петли, свободные от напряжений	153
3.16.	Напряжения, возникающие во встроенных межэлементных соединениях и проводниках	153
3.17.	Конструкции межэлементных соединений, применяемых на практике	154
3.18.	Напряжения в гибких связующих слоях	159
3.19.	Статические и динамические напряжения в материалах солнечных батарей	162
3.20.	Напряжения и деформации, вызываемые нагрузкой	164
3.21.	Разрушение материалов	165
3.22.	Срок службы межэлементных соединений	169
3.23.	Применение диодов	171
3.24.	Блокирующие диоды, используемые для сохранения энергии	172
3.25.	Блокирующие диоды в моменты повреждений изоляции	173
3.26.	Характеристики блокирующих диодов	175
3.27.	Использование шунтирующих диодов	177
3.28.	Характеристики шунтирующих диодов	178
3.29.	Диоды Зенера	181
3.30.	Провода и кабели	182
3.31.	Способы соединений проводников	183
3.32.	Соединения наземных солнечных батарей	185
3.33.	Соединения космических солнечных батарей	186
3.34.	Характеристики изоляции проводов	186
3.35.	Токопроводящие свойства материалов	188
3.36.	Выводы проводников	188
3.37.	Соединения и выводы в конструкциях космических солнечных батарей	189
3.38.	Соединения и выводы, используемые в конструкциях наземных солнечных батарей	190
3.39.	Результаты использования электрических соединений различных типов	191
Глава 4. Изготовление, измерение параметров и испытания солнечных батарей		192
4.1.	Пайка	192
4.2.	Сварка	196
4.3.	Термокомпрессионная сварка	198
4.4.	Ультразвуковая сварка	199
4.5.	Деградация солнечных элементов после пайки и сварки	200
4.6.	Клеевые соединения	200
4.7.	Конструкции защитных покрытий	201
4.8.	Требования к прозрачным защитным покрытиям	203
4.9.	Материалы для прозрачных защитных покрытий	205
4.10.	Принципы концентрации солнечного света	206
4.11.	Способы концентрации света	207
4.12.	Контроль качества соединения металлов	210
4.13.	Методы неразрушающего контроля	210
4.14.	Контроль клеевых соединений	213
4.15.	Визуальный осмотр	213
4.16.	Критерии качества изготовления	214
4.17.	Методы измерения характеристик солнечных элементов	215
4.18.	Эталонные солнечные элементы	221
4.19.	Источники света, применяющиеся для измерения параметров солнечных элементов	225
4.20.	Имитаторы солнечного излучения	228

4.21.	Измерение электрических характеристик солнечных элементов	233
4.22.	Измерение электрических характеристик батарей	235
4.23.	Стандартные условия испытаний	236
4.24.	Влияние сопротивления проводов и соединительного контакта на результаты испытаний	236
4.25.	Вольт-амперные характеристики солнечного элемента	238
4.26.	Измерение последовательного сопротивления солнечных элементов	239
4.27.	Темновые измерения	240
4.28.	Сопротивление изоляции и напряжение пробоя	243
4.29.	Измерение спектрального распределения излучения и спектральной чувствительности	244
4.30.	Определение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения	245
4.31.	Определение коэффициента теплового излучения в полусфере	245
4.32.	Измерение спектрального коэффициента отражения	246
4.33.	Измерение интегрального коэффициента отражения	248
4.34.	Испытания на радиационную стойкость	248
4.35.	Испытания под ультрафиолетовым излучением	251
4.36.	Испытания на воздействие излучения в далекой УФ-области спектра	252
4.37.	Комбинированные испытания на воздействие окружающей среды	253
4.38.	Испытания на термоциклирование	257
4.39.	Оценка результатов испытаний	259
Глава 5. Эксплуатация солнечных батарей		264
5.1.	Среда, окружающая солнечные батареи	264
5.2.	Солнце	265
5.3.	Солнечная постоянная	265
5.4.	Альбедо	272
5.5.	Давление солнечных лучей	273
5.6.	Солнечное излучение у поверхности Земли	274
5.7.	УФ-излучение	279
5.8.	Температура	280
5.9.	Влажность	281
5.10.	Атмосферные осадки	283
5.11.	Ветер	284
5.12.	Песок, пыль, грязь	286
5.13.	Землетрясение	286
5.14.	Сила тяжести	287
5.15.	Атмосфера	287
5.16.	Атмосферное электричество	289
5.17.	Коррозия	289
5.18.	Озон	292
5.19.	Грибки и бактерии	293
5.20.	Водный аэрозоль, содержащий соли	293
5.21.	Биологическое воздействие	294
5.22.	Защита от повреждений	294
5.23.	Меры предосторожности при изготовлении и сборке	294
5.24.	Вибрация и акустические колебания при транспортировке	294
5.25.	Ударные нагрузки при транспортировке	295
5.26.	Хранение	295
5.27.	Атмосферное давление и высота полета при транспортировке	296
5.28.	Динамические нагрузки в период запуска и полета	296
5.29.	Ускорение	297

5.30.	Ударная нагрузка	298
5.31.	Вибрация	299
5.32.	Акустическое поле	303
5.33.	Солнечная система	304
5.34.	Космический вакуум	307
5.35.	Метеорные тела	310
5.36.	Загрязнение	311
5.37.	Гравитация в космосе	312
5.38.	Длительность космических полетов	312
5.39.	Магнитные поля	313
5.40.	Температура в космосе	314
5.41.	Ориентация солнечных батарей в полете	315
5.42.	Космический корабль в тени Земли	318
5.43.	Основные понятия об ионизирующем излучении	319
5.44.	Космическое излучение и его воздействие на солнечные элементы	321
5.45.	Корпускулярное излучение в межпланетном пространстве	325
5.46.	Солнечные вспышки	327
5.47.	Космическое излучение в околоземном пространстве	332
5.48.	Излучение на синхронной орбите	335
5.49.	Геомагнитные суббури	337
5.50.	Работа солнечных батарей в космосе	338
	Список литературы	347
	Список дополнительной литературы	351

Раушенбах Г.

Р12 Справочник по проектированию солнечных батарей: Пер. с англ. — М.: Энергоатомиздат, 1983.— 360 с., ил.

В пер.: 1 р. 70 к.

В книге Г. Раушенбаха, сотрудника известной калифорнийской авиакосмической фирмы «Томсон — Рамо — Вулдридж», рассмотрены вопросы, связанные с принципами устройств солнечных батарей и их проектированием, а также их практическим применением в наземных установках и для космических аппаратов.

Для проектировщиков и эксплуатационников солнечных батарей и смежных систем, а также для широкого круга читателей, желающих получить сведения по фотоэлектрическому способу преобразования энергии

Р 2302010000-374 132-83
051(01)-83

ББК 31.15

6П2