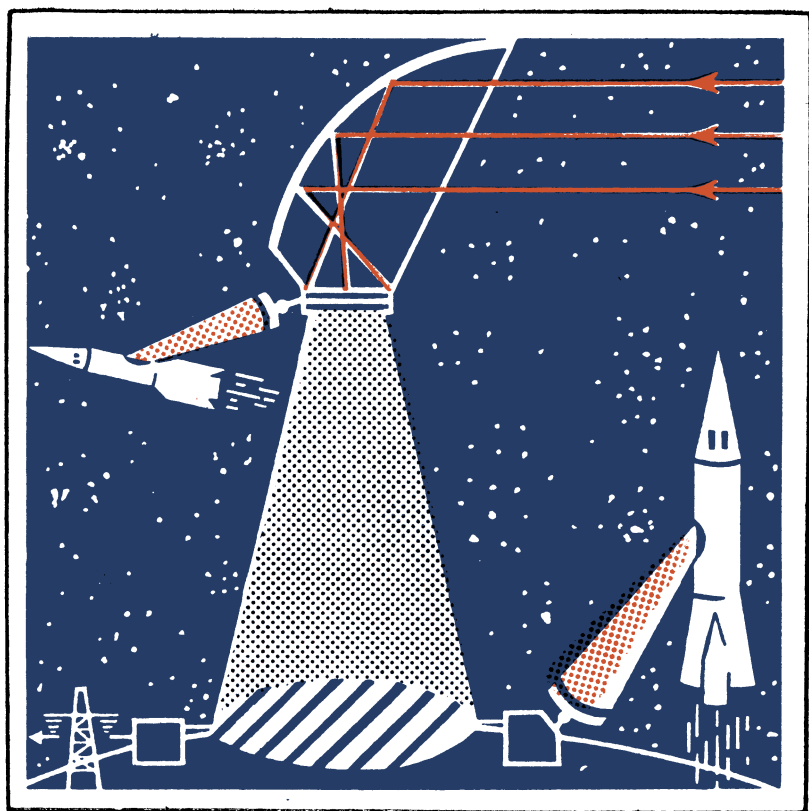


В. А. ГРИЛИХЕС  
**СОЛНЕЧНЫЕ  
КОСМИЧЕСКИЕ  
ЭНЕРГОСТАНЦИИ**



**ИЗДАТЕЛЬСТВО НАУКА**  
ЛЕНИНГРАДСКОЕ ОТДЕЛЕНИЕ

**АКАДЕМИЯ НАУК СССР**  
**Наука и технический прогресс**

**В. А. ГРИЛИХЕС**

# **СОЛНЕЧНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ЭНЕРГОСТАНЦИИ**

**Ответственный редактор**  
**член-корреспондент АН СССР**  
**Н. С. ЛИДОРЕНКО**



**Ленинград**  
**ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»**  
**Ленинградское отделение**  
**1986**

УДК 621.472 : 629.78

**Гриликс В. А. Солнечные космические энергостанции —**  
Л.: Наука, 1986. — 182 с.

В книге рассмотрены тенденции развития космической гелио-энергетики в период индустриализации околоземного пространства. Значительное внимание уделено принципиальным вопросам преобразования энергии на солнечных космических энергостанциях (СКЭС), способам и средствам передачи энергии с борта СКЭС потребителям. На основе анализа материалов, опубликованных в печати, предпринята попытка обобщения опыта исследований и разработок в области СКЭС. Обсуждаются проблемы создания станций и перспективы их дальнейшего развития.

Книга предназначена для широкого круга читателей, интересующихся современными проблемами энергетики и космонавтики.

Библиогр. 120 назв. Ил. 51. Табл. 17.

**Рецензенты:**

д-р техн. наук В. М. АНДРЕЕВ,

д-р техн. наук М. М. КОЛТУН

## ПРЕДИСЛОВИЕ

В развитии всех видов производственной деятельности людей энергетика играет определяющую роль. Сегодня человечество расширяет сферу своей производственной деятельности, распространяя ее на околоземное пространство. В связи с этим закономерно возрастает и роль космической энергетики.

Современная космическая энергетика — это главным образом энергетика солнечная. В космосе в отличие от Земли отсутствуют природные источники энергии, которые могли бы конкурировать с солнечным излучением. Неограниченные ресурсы, высокий потенциал, исключительное постоянство и экологическая чистота солнечной энергии определяют целесообразность ее широкого использования при освоении космического пространства. На этом неизменно акцентировал внимание основоположник космонавтики К. Э. Циолковский, который связывал воедино проблемы завоевания мировых пространств и овладения неисчерпаемой энергией Солнца.

Уже около тридцати лет солнечные батареи на основе полупроводниковых фотоэлектрических преобразователей надежно обеспечивают электроэнергией автоматические и пилотируемые космические аппараты различных типов. Однако мощность, потребляемая на существующих космических аппаратах, еще сравнительно невелика и не превышает нескольких киловатт. Поэтому сейчас каждый космический аппарат имеет на борту собственную солнечную электростанцию.

Развитие информационных и транспортных космических систем, увеличение масштабов космического производства уже в ближайшие годы должны привести к значительному росту энергопотребления в космосе. В более отдаленной перспективе намечается развертывание в космосе крупных промышленных комплексов, вынос туда ряда вредных земных производств, соответствующее расширение транс-

портных и строительных операций в околоземном пространстве. Все это будет связано с дальнейшим нарастанием потребления энергии и потребует создания специализированных энергетических систем, предназначенных для централизованного снабжения энергией разнообразных космических объектов, а затем и для передачи энергии из космоса на Землю.

Основой таких систем должны стать солнечные космические энергостанции (СКЭС), проекты которых в последние годы широко обсуждаются во всем мире. На пути реализации СКЭС предстоит решить большое количество новых, необычных для современной энергетики и космонавтики проблем научно-технического, социально-политического и экономического характера, что потребует еще достаточно длительного времени. Но именно поэтому сегодня необходимо привлечь к обсуждению этих проблем самые широкие круги научной общественности и особенно творческую молодежь. Такую цель и преследует предлагаемая вниманию читателей книга доктора технических наук В. А. Грилихеса.

Автор — известный ученый в области гелиоэнергетики. Им опубликовано около ста научных работ по вопросам использования солнечной энергии, в том числе две монографии, получившие высокую оценку специалистов. Новая книга В. А. Грилихеса адресована широкому кругу читателей и дает комплексное представление о проблеме развития солнечных космических энергостанций.

Несмотря на ограниченный объем книги автору удалось в той или иной степени затронуть практически все наиболее важные аспекты обсуждаемой проблемы, хотя его научные интересы определяли более подробное и глубокое рассмотрение систем преобразования солнечной энергии СКЭС. Убедительно обоснованы принципиальные закономерности развития СКЭС, связанные с общими тенденциями процесса индустриализации околоземного пространства, который может успешно осуществляться лишь на основе широкого международного сотрудничества.

Книга представит несомненный интерес не только для специалистов, работающих в области космической техники и гелиоэнергетики, но и для всех, кто интересуется проблемами и перспективами мирного освоения космического пространства в интересах человечества.

Член-корреспондент АН СССР *Н. С. Лидоренко*

## ВВЕДЕНИЕ

Исследование и освоение космоса должны осуществляться только в мирных целях, для развития науки и производства, в соответствии с потребностями всех народов.

*Программа Коммунистической партии  
Советского Союза. Новая редакция*

Уже более четверти века человечество «обживает» космос. То, что в начале нашего столетия казалось фантазией, утопией: космическая связь и телевидение, полеты на Луну и планеты солнечной системы, долговременные орбитальные станции, на которых месяцами живут и работают люди, — стало буднями сегодняшней космонавтики. Космическая техника позволяет исследовать природные ресурсы и охранять биосферу Земли, находить аварийные суда и самолеты, прогнозировать погоду и получать новые уникальные материалы. Космос становится рентабельным и дает возможность людям ежегодно экономить миллиарды рублей. Но все это только начало!

Сейчас уже ясно, что грандиозные планы широкого освоения космоса как новой сферы производственной деятельности и жизни людей, которые наметил и страстно пропагандировал наш выдающийся соотечественник К. Э. Циолковский и осуществлению которых дал мощный импульс творец практической космонавтики С. П. Королев, могут и должны стать реальностью. Однако, так же как и на Земле, сегодня в космосе сталкиваются две идеологии, два различных подхода к решению глобальных проблем, от которых зависит будущее человечества.

Империализм готовится превратить космическое пространство в сферу вооруженной борьбы, вновь стремится к мировому господству, но теперь уже из космоса. В противовес зловещим планам «звездных войн» наша страна выдвигает перед международным сообществом концепцию «звездного мира».

Ярким свидетельством этого являются предложения СССР «О международном сотрудничестве в мирном освоении космического пространства в условиях его немилитаризации», вынесенные на рассмотрение 40-й сессии Генеральной ассамблеи ООН осенью 1985 г. В этом документе

прямо сказано, что при отказе государств от создания, испытаний и развертывания ударных космических вооружений «глобальное мирное сотрудничество в космических исследованиях налаживалось бы и развивалось по восходящей — от обмена научно-технической информацией. . . до объединения имеющихся у государств возможностей для решения крупномасштабных задач освоения космоса.

Человечеству будет в этом случае под силу осуществление и такой долгосрочной цели, как индустриализация околоземного пространства. . ., эксплуатация орбитальных фабрик и заводов, создаваемых для производства новых материалов и промышленной продукции. . . На службу людям были бы поставлены неисчерпаемые кладовые космоса, включая ресурсы небесных тел и *э н е р г и ю С о л н ц а* (разрядка моя, — В. Г.) [51, с. 173].

Примеров международного сотрудничества в области исследования и использования космоса уже немало. Это многосторонняя программа «Интеркосмос», советско-американская программа «Союз—Апполон» (ЭПАС), поисковая спутниковая система «Коспас—Сарсат», международный проект «Вега» и другие.

«Однако, — как сказал М. С. Горбачев на встрече с делегацией Конгресса лауреатов Нобелевской премии, — это не идет ни в какое сравнение с тем, что можно было бы делать совместно» [17, с. 2].

Одним из достойных объектов международного сотрудничества в мирном космосе могли бы стать солнечные космические энергостанции (СКЭС), идея и проекты которых уже более 20 лет обсуждаются на страницах специальных и научно-популярных изданий, а также многочисленных форумах по проблемам энергетики и освоения космического пространства.

Под СКЭС обычно подразумевают гигантские космические объекты, которые размещаются на околоземных орбитах и преобразуют солнечную энергию в энергию направленного монохроматического излучения СВЧ- или оптического диапазона. Излучение мощностью в сотни и тысячи мегаватт передается на Землю, где оно превращается в электроэнергию, которая вливается в единую энергосистему государства или группы стран.

Заметим, что идею электроснабжения Земли с помощью СКЭС, передающих энергию по радиолучу, впервые определенно высказал в 1960 г. советский инженер Н. А. Варваров, который писал: «Когда люди научатся

передавать электроэнергию из космоса на Землю без проводов, подобно тому как сегодня осуществляется связь по радио, творческая мысль человека направит свои усилия на создание космических гелиоэлектростанций, снабжающих жителей Земли электроэнергией в неограниченном количестве» [16, с. 34]. В 1968 г. первый технический проект СКЭС был разработан в США П. Глейзером [86].

Сегодня имеется множество детально проработанных проектов СКЭС, проанализированы технические аспекты их транспортировки и строительства в космосе, экологические, экономические и социально-политические проблемы, связанные с созданием и эксплуатацией таких станций. Ведутся дискуссии об экономической эффективности СКЭС как источников электроэнергии для Земли, о возможных сроках их ввода в строй в конце текущего или начале следующего века и т. п.

При этом, однако, не всегда учитывается, что проблема создания СКЭС оказывается несколько оторванной от общих тенденций развития космической техники, связанных с процессом освоения человечеством космического пространства, — процессом, который подчиняется вполне определенным диалектическим закономерностям, в полной мере проявившимся при освоении человечеством других сфер своей деятельности (суши, моря, стратосферы). В основе этих закономерностей лежат материальные и духовные потребности людей в создании тех или иных систем и объектов, потребности, удовлетворение которых является экономически и социально целесообразным на каждом этапе развития человеческого общества.

Здесь уместно привести высказывание летчика-космонавта СССР профессора К. П. Феоктистова, который, обсуждая вопрос о перспективах переселения людей в космическое пространство, пишет: «Грядущий прогресс науки и техники. . . должен оцениваться не только с точки зрения возможностей развития вообще, но прежде всего с точки зрения динамики потребностей и экономических возможностей общества. Сами же по себе возможности науки и техники могут иной раз даже обгонять текущие цели и превышать ресурсы общества. Вот почему при оценке перспектив тех или иных направлений научно-технического прогресса необходимо учитывать фактор общественной целесообразности, поэтому планирование развития той или иной области техники строится теперь

на основе выявления целевого фактора, определяющего необходимость и возможность решения той или иной научно-технической задачи» [59, с. 236].

Эти слова в полной мере можно отнести к концепции СКЭС в том виде, как она обсуждается на протяжении последних 15 лет. Сейчас, когда энергетики всего мира и особенно нашей страны с цифрами доказывают, что даже ресурсов ископаемого топлива хватит для энергообеспечения еще нескольких поколений людей, не говоря уже о термоядерной энергии, освоение которой на основе международного сотрудничества предполагается завершить к 2000 г., трудно доказать, что необходимость создания СКЭС через 10—15 лет будет определяться недостатком энергии на Земле. Еще менее убедительным является довод о целесообразности создания сверхмощных СКЭС как основы для расселения человечества в околоземном космосе в ближайшие десятилетия. Так называемая колонизация космоса — дело значительно более отдаленного будущего.

В то же время можно высказать уверенность, что развертывание систем СКЭС в интересах решения энергетических проблем на Земле (главным образом проблем экологического характера), равно как и для снабжения энергией крупных орбитальных обитаемых комплексов (в перспективе, возможно, и космических поселений-колоний), не является фантазией и на определенных этапах освоения человечеством космического пространства станет необходимым и целесообразным. Однако космической гелиоэнергетике в своем развитии предстоит пройти еще целый ряд этапов от ее современного состояния, характеризуемого уровнями генерируемой мощности в единицы киловатт, до гигаваттных СКЭС. Этапы эти будут определяться общими закономерностями развития космонавтики и соответствующими им потребностями производства энергии в космосе в процессе индустриализации околоземного пространства, который уже начался. Данное обстоятельство и нужно учитывать в первую очередь при оценке перспектив разработки и применения СКЭС.

В этой связи хотелось бы обратить внимание еще на одну особенность известных проектов сверхмощных СКЭС. Их авторы часто видят определенные преимущества в возможности использования сегодняшних технических решений с учетом определенных перспектив усовершенствования соответствующих устройств и систем, в частности

фотоэлектрических преобразователей солнечной энергии, генераторов СВЧ-излучения и др. При этом часто упускается из вида, что создание эффективных и экономичных СКЭС неизбежно должно быть связано с реализацией совершенно новых, нетривиальных технических решений, которые сегодня либо еще только намечаются на уровне идей, либо должны быть разработаны в соответствии с требованиями, отражающими принципиальные особенности будущих СКЭС.

Это обстоятельство не исключает необходимости развития и совершенствования существующих технологий преобразования и передачи энергии и соответствующих конструктивных решений в интересах создания первого поколения СКЭС, но должно нацеливать исследователей и разработчиков главным образом на поиск новых способов и устройств в данной области.

С учетом изложенного в данной книге значительное внимание уделено принципиальным вопросам преобразования энергии на СКЭС и путям его технической реализации. Обосновывается, в частности, перспективность способов прямого преобразования солнечной энергии в монохроматическое электромагнитное излучение, используемое для передачи энергии от СКЭС потребителям.

Предпринята попытка обобщения опыта исследований и разработок в области СКЭС, накопленного за последние годы в нашей стране и за рубежом. В заключение кратко обсуждаются основные сопутствующие проблемы, связанные с созданием СКЭС, этапы и перспективы их развития.

Автор далек от мысли, что в столь кратком изложении ему удалось с требуемой полнотой отразить все многообразные и сложные аспекты концепции СКЭС. Многие вопросы, несомненно, являются дискуссионными, но в их постановке для обсуждения и состояла основная цель написания настоящей книги. Сомнения, замечания и пожелания читателей будут приняты с благодарностью.

Автор выражает искреннюю признательность всем, кто обсуждал с ним на разных этапах затронутые в книге проблемы и особенно канд. техн. наук доценту В. Ф. Павскому за полезные замечания по третьей главе рукописи, а также Н. А. Мамиконовой и Н. Ф. Дешко за помощь в подборе и переводе необходимой иностранной литературы.

# ОСВОЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И РАЗВИТИЕ ГЕЛИОЭНЕРГЕТИКИ

Солнечные электростанции будут использоваться для снабжения дешевой энергией всевозможных космических производств, которые появятся в будущем. Вероятно, со временем люди смогут решить проблему использования космических электростанций и для нужд Земли.

*Г. С. Титов*

На рубеже XX и XXI вв. тесно переплелись две издавна волнующие человечество проблемы — энергетики и космонавтики. Их связи сложны и многообразны. Создание ракетно-космической техники и осуществление космических полетов требуют больших затрат энергии, хотя потребление энергии на борту современных космических аппаратов (КА) еще сравнительно невелико. По мере развития космических систем различного целевого назначения для их создания и эксплуатации будет необходимо все больше и больше энергии, и это в определенной мере должно снижать эффективность применения таких систем для решения тех или иных народнохозяйственных и научных задач, усугубляя к тому же и без того напряженную энергетическую ситуацию на Земле. Конечно, речь идет не о том, что человечеству не хватит энергии для широкого освоения космического пространства. Наоборот, развитие космонавтики будет стимулировать развитие энергетики, освоение новых источников энергии, новых методов и средств ее преобразования и передачи. Но рано или поздно неизбежно станет целесообразным обеспечивать энергозатраты, связанные с созданием и эксплуатацией различных объектов в космосе, с помощью специализированных космических энергетических систем, а затем использовать последние и для частичного решения энергетических проблем на Земле.

Какие же этапы должна пройти космическая энергетика на этом пути? Какие источники энергии, способы

и средства ее преобразования и передачи будут наиболее эффективны в различные периоды индустриализации космического пространства? Попытаемся ответить на эти вопросы.

### **1.1. Потребности производства энергии в космосе**

Прежде чем переходить к обсуждению вопросов развития космической энергетики, следует оценить, сколько энергии и для чего нужно будет вырабатывать в космосе в ближайшие годы и десятилетия. С этой целью необходимо кратко проанализировать тенденции развития различных космических систем и попытаться определить, как должны изменяться энергозатраты, связанные с их размещением в космосе и использованием по назначению.

При классификации космических систем будем исходить из общесистемных принципов, согласно которым в больших системах любой сложности всегда циркулируют три вида потоков — информации, массы (вещественной продукции) и энергии.

#### **Информационные космические системы**

Все автоматические космические аппараты, которые были созданы до настоящего времени и существуют сейчас в космосе, можно отнести к классу информационных космических аппаратов (ИКА), поскольку их целевое назначение сводится в конечном итоге к получению, накоплению, обработке и передаче различной информации.

Такие аппараты могут функционировать на околоземных орбитах, совершать полеты к Луне, Солнцу и планетам солнечной системы. Однако наиболее весомый вклад в решение земных проблем дают орбитальные ИКА — искусственные спутники Земли (ИСЗ), которые благодаря своей глобальности значительно расширяют возможности получения и передачи информации.

ИСЗ народнохозяйственного назначения сегодня успешно решают задачи связи и навигации, геодезического и метеорологического обеспечения, наблюдения за поверхностью Земли и др. Их применение имеет широкие перспективы дальнейшего развития, так как существенно повышает эффективность многих направлений человеческой деятельности, и становится все более рентабельным.

Развитие орбитальных ИКА идет по пути совершенствования их специального бортового оборудования, его комплексирования, повышения надежности и ресурса. Удлиняются сроки активного функционирования ИКА, растет высота их рабочих орбит. Все это влечет за собой увеличение энергозатрат, связанных с размещением ИКА в космическом пространстве и их эксплуатацией, приводит к возрастанию потребляемой на борту аппаратов электрической мощности.

Для решения различных задач с помощью ИКА обычно используется группа аппаратов, образующая информационную космическую систему (ИКС).

В соответствии с целевым назначением все ИКС подразделяют на три вида [2]:

- координатно-метрические, включающие геодезические и навигационные системы;

- наблюдательные, которые объединяют метеорологические системы и системы для исследования природных ресурсов Земли и окружающей среды (ИПРОС);

- связные, включающие системы ретрансляции телефонно-телеграфной радиовещательной, телевизионной и прочей информации, а также системы непосредственного телевизионного и радиовещания.

Для всех этих систем характерны различные уровни потребления энергии спецаппаратурой ИКА, различные энергозатраты на их развертывание и обслуживание.

В табл. 1.1 обобщены параметры перспективных ИКС, на основании которых можно оценить основные энергозатраты, связанные с их созданием и эксплуатацией [20, 34, 69]. Как следует из таблицы, потребление энергии на борту большей части ИКА сравнительно невелико и в будущем, вероятно, не превысит единиц—десятков киловатт электрической мощности. Исключение составляют лишь ИКА системы ИПРОС с радиолокационной аппаратурой зондирования и спутники связи систем непосредственного радиовещания и телевидения. Потребляемая электрическая мощность на борту таких ИКА достигнет десятков—сотен киловатт, их антенны будут иметь диаметр десятки, а затем, вероятно, и сотни метров, масса составит единицы и десятки тонн.

В связи с необходимостью размещения большей части ИКС на высоких орбитах, включая геостационарные орбиты (ГСО), весьма значительными будут энергозатраты, связанные с выводом ИКА в космос и их межорбитальной

Таблица 1.1

Характеристики перспективных информационных космических систем

Вид системы	Тип и высота орбиты, км	Число спутников в системе	Масса спутника, т	Срок функционирования, лет	Потребляемая спутником электрическая мощность, кВт
Координатно-метрические: геодезические навигационные	Круговые (1—3)·10 <sup>3</sup> (10—36)·10 <sup>3</sup>	1—2 10—20	0.05—0.5	>10	0.1—1.0
Наблюдательные: метеорологические	Полярные солнечно-синхронные	2—4	0.2—1.0	≤10	0.5—5.0
ИПРОС	Геостационарные Круговые, (1—36)·10 <sup>3</sup>	3 1—3	1—100 1—100	— ≥10	— 3—300
Связные: ретрансляционные непосредственного вещания	Высокоэллиптические (τ=12ч) Геостационарные	3 3	0.5—1.0 >10	≥10 >10	0.1—1.0 2—200

транспортировкой. При увеличении массы и габаритов ИКА возрастут также затраты энергии на управление их положением в пространстве, включая коррекцию орбиты.

### **Промышленные космические системы**

Использование космических систем ведет к коренным преобразованиям не только информационной деятельности человечества, но и создает принципиально новые возможности и для его производственной деятельности.

Целесообразность развития космического производства определяется следующими основными факторами:

- уникальностью технологических условий, которые могут быть созданы на борту производственных космических аппаратов (ПКА);

- необходимостью предотвращения необратимых изменений в биосфере при расширении промышленного производства на Земле;

- ограниченностью сырьевых ресурсов Земли и большими запасами промышленного сырья и энергии в космическом пространстве.

Соответственно можно выделить и три направления производственной деятельности в космосе [12, 27, 28]:

- получение материалов и изделий с улучшенными и новыми свойствами, а также веществ, которые вообще невозможно получить на Земле;

- вынос в космическое пространство наиболее вредных и энергоемких производств, развитие которых приводит к различным видам загрязнения биосферы;

- получение и переработка сырья, необходимого для развития промышленного производства в космосе и на Земле.

Создание и эксплуатация промышленных космических систем (ПКС) любого профиля потребуют значительных затрат энергии, величина которых будет определяться технологией и масштабами производственных процессов.

Первым этапом любого технологического процесса производства материалов в космосе является нагрев, плавление или испарение исходного сырья. После этого происходит охлаждение, затвердевание или конденсация материала.

Поэтому основным видом технологического оборудования ПКА будут нагревательные установки различных типов, главным образом электронагревные, индукционные

и оптические печи. В рабочей зоне этих печей должна поддерживаться температура от 1000 до 2500 К. Обрабатываемые материалы помещаются в специальные контейнеры, либо используется их бесконтейнерное удержание в так называемых левитаторах за счет действия ультразвуковых полей, аэродинамических сил или переменного электромагнитного поля.

Удельный расход энергии на производство материалов в космосе зависит от их свойств, в частности теплоемкости, температур плавления и испарения, от способа организации и длительности технологического процесса, КПД печи и других факторов. При опытном производстве материалов на борту орбитальных станций электрическая мощность, потребляемая технологическими установками, составляла сотни ватт, а масса установок — десятки килограмм. Если для удержания и обработки образцов используются электромагнитные поля, потребляемая мощность возрастает до 10—20 кВт [49].

При необходимости доставки исходного сырья с Земли и транспортировке готовой продукции обратно на Землю стоимость получаемых в космосе материалов будет очень высокой, а годовой объем их производства — небольшим. Предполагается, что в 90-х годах грузопоток космической продукции будет составлять единицы—десятки тонн. При этом электрические мощности, требуемые для осуществления технологических процессов на борту ПКА, вероятно, не превысят десятков—сотен киловатт.

В дальнейшем по мере снижения стоимости космических транспортных операций и разработок сырьевых ресурсов космоса произойдет постепенный переход от опытного к полупромышленному, а затем и к промышленному производству материалов в космическом пространстве с соответствующим возрастанием требуемой для этого мощности до единиц—десятков мегаватт.

Наряду с наращиванием производства в космосе улучшенных и новых материалов туда в будущем придется вынести некоторые отрасли земной промышленности, развитие которых может привести к серьезному нарушению экологического равновесия на планете. Это прежде всего отрасли, связанные с выработкой ядерных материалов, химической и металлургической продукции, а также с производством энергии. При этом продукты, образующиеся при сжигании органического топлива на тепловых электростанциях и промышленных предприятиях, радиоактивные

отходы атомных энергостанций и, наконец, низкопотенциальное тепло, отводимое в процессах преобразования энергии на любых предприятиях и электростанциях, в том числе и будущих термоядерных, в совокупности представляют, вероятно, наибольшую опасность для биосферы, создают реальную угрозу ее «теплового загрязнения» в связи с нарастающим потреблением энергии во всем мире.

Частичный вынос названных видов производства в космическое пространство позволит улучшить экологическую обстановку на Земле и облегчить решение энергетических проблем в космосе. Именно этим, кстати, и будет в первую очередь определяться целесообразность создания крупных космических энергостанций.

Потребление энергии на космических промышленных предприятиях земного масштаба будет характеризоваться мегаваттными уровнями мощности. Для строительства и эксплуатации таких предприятий потребуется не только энергия, но и сырье, доставлять которое с Земли будет невыгодно. Поэтому следующим закономерным этапом в развитии промышленных космических систем должно быть создание производств по добыче и переработке сырья. Источниками этого сырья могут стать астероиды и недра Луны. Энергопотребление на лунных горнодобывающих комплексах по мере их развития, по предварительным оценкам, должно изменяться от единиц до сотен мегаватт.

Таким образом, для ПКС в перспективе будут характерны весьма высокие уровни потребляемых мощностей, в среднем на два-три порядка и более превосходящие уровни мощности, требуемые для работы ИКС.

### **Транспортные космические системы**

Развитие информационных и промышленных космических систем существенно зависит от эффективности их транспортного обеспечения. Значительная часть энергозатрат на создание и эксплуатацию ИКС и ПКС будет связана с транспортировкой грузов с Земли в космос и обратно и межорбитальными транспортными операциями.

Увеличение высоты орбит ИКС с целью повышения эффективности их функционирования и расширение круга возлагаемых на них задач влечет за собой рост габаритов и массы спецоборудования ИКА — антенн радиолокационной и связной аппаратуры, объективов фотоаппара-

тов и пр. В результате общая масса ИКА также возрастает и в будущем достигнет единиц—десятков тонн. Увеличится и количество ИКА, размещаемых на высоких орбитах, в первую очередь на ГСО. По предварительным оценкам, уже в 90-х годах их должно быть там несколько сотен. Соответственно величина ожидаемого грузопотока на ГСО только в связи с созданием и эксплуатацией ИКС в дальнейшем будет исчисляться сотнями и тысячами тонн в год. При этом транспортировка грузов должна проводиться в два этапа: вначале на низкую околоземную орбиту с помощью мощных носителей, а затем уже на стационарную орбиту с помощью межорбитальных транспортных средств. Предполагается также, что часть ИКА целесообразно будет возвращать обратно на Землю с целью их ремонта и восстановления для повторного использования.

Развертывание ПКС будет связано с еще более напряженными транспортными операциями, особенно на этапах выноса в космос опасных для биосферы земных производств и создания предприятий по добыче и переработке сырьевых ресурсов космоса. Но основное отличие ПКС от ИКС с точки зрения транспортного обеспечения заключается в необходимости непрерывной доставки исходного сырья на ПКА, а готовой продукции — на Землю или на другие космические объекты. Эти грузопотоки должны непрерывно возрастать по мере развития космического производства, хотя последнее, как уже отмечалось, будет сдерживаться именно возможностями транспортных систем.

В перспективе среднегодовые масштабы транспортных перевозок, необходимых для создания и эксплуатации ИКС и ПКС, будут характеризоваться десятками и сотнями тысяч тонн грузов, значительная часть из которых должна доставляться на высокие орбиты, вплоть до орбиты Луны и обратно. Решить такую проблему с помощью существующих транспортных космических систем (ТКС) практически невозможно.

Объясняется это прежде всего тем, что энергетические возможности химических ракетных двигателей, которые являются сейчас основными двигателями одноразовых и многоразовых ТКС, весьма ограничены, в то время как затраты энергии на вывод единичной массы на околоземную орбиту очень велики. Так, например, для вывода 1 кг груза на круговую орбиту ~~высотой 300 км требуется~~

затратить около 45 МДж, в то время как теплотворная способность наиболее эффективного кислородно-водородного топлива жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) составляет 10 МДж/кг [29]. Это значит, что даже при КПД двигателя, близком к 100 %, нужно затратить порядка 4.5—5.0 кг топлива для вывода каждого килограмма груза на указанную орбиту. Реальные затраты топлива оказываются значительно большими и для ракеты «Сатурн-5», например, составляют 20 кг на 1 кг полезного груза.

Обычно затраты энергии, связанные с выполнением тех или иных космических транспортных операций, принято оценивать величиной приращения характеристической скорости  $\Delta V_x$ , которое при ускорении КА в пустоте и отсутствии гравитационных сил совпадает с приращением его собственной скорости. В соответствии с известной формулой Циолковского, эта величина может быть выражена в виде

$$\Delta V_x = w_{\text{эф}} \ln (M_{\text{КА}_0}/M_{\text{КА}}),$$

откуда

$$M_{\text{КА}_0}/M_{\text{КА}} = \exp (\Delta V_x/w_{\text{эф}}),$$

где  $M_{\text{КА}}$  и  $M_{\text{КА}_0}$  — масса аппарата без топлива и с топливом соответственно;  $w_{\text{эф}}$  — эффективная скорость истечения рабочего тела из двигателя.

Из последнего выражения следует, что затраты рабочего тела (топлива) на выполнение тех или иных транспортных операций обратно пропорциональны скорости истечения. Для ЖРД предельное значение этой скорости не превышает 5 км/с, а потому при выводе КА на низкую околоземную орбиту ( $\Delta V_x \approx 10$  км/с) на долю топлива приходится более 85 % стартовой массы ракеты. С учетом того, что в «сухой» массе ракеты значительную часть составляет масса ее собственной конструкции, это и дает в лучшем случае 10—20 кг топлива на 1 кг полезной нагрузки.

Такая массовая отдача является совершенно неприемлемой при грузопотоках, составляющих десятки и сотни тысяч тонн грузов в год. И не только потому, что приведет к расходу миллионов тонн топлива и очень высокой удельной стоимости транспортировки. При таких масштабах транспортных операций исключительно большое значение приобретают экологические проблемы, связанные

с опасностью разрушения озонового слоя атмосферы продуктами сгорания, с необходимостью отчуждения больших территорий в качестве зон падения отработавших нижних ступеней ракет-носителей, наконец, с нежелательностью засорения околоземного космического пространства отработавшими верхними ступенями ракет-носителей и разгонными блоками.

Выход из положения заключается в использовании двигательных установок с разделенными рабочим телом и источником энергии — тепловых и электроракетных. При этом могут быть достигнуты значительно более высокие скорости истечения рабочего тела  $w_{\text{эф}}$ , что позволяет повысить массовую отдачу по полезной нагрузке в 2—3 и более раз и соответственно снизить стоимость транспортировки. Кроме того, существенно расширяются возможности выбора рабочих тел, наилучшим образом отвечающих и экономическим, и экологическим требованиям, таких, например, как водород, воздух, вода.

Источник энергии может размещаться как на борту транспортного космического аппарата (ТКА), так и за его пределами — на Земле или в космосе. Передача энергии от внешнего источника к ТКА должна осуществляться с помощью направленного потока электромагнитного излучения — естественного (солнечного) или искусственного (лазерного или СВЧ).

Межорбитальные ТКА с электроракетными двигателями (ЭРД), предназначенные для транспортировки грузов с низких, так называемых опорных орбит на ГСО, при массе полезной нагрузки 10—100 т будут потреблять электрическую мощность порядка сотен киловатт—единиц мегаватт. При этом их массовая отдача по полезной нагрузке может достигать 70 % против 25 % у ТКА с ЖРД, выполняющих ту же транспортную операцию. Время перелета ТКА с ЭРД будет значительно больше, чем при использовании ЖРД (150—200 и 5—10 суток соответственно), однако при транспортировке крупногабаритных конструкций, не допускающей больших перегрузок, необходим именно такой темп доставки грузов на ГСО.

Для ТКС, которые должны транспортировать грузы с Земли на низкие орбиты, определенный интерес представляют двигательные установки, использующие ресурсы земной атмосферы, в частности так называемые электромагнитные двигатели. Об их энергетической эффектив-

ности можно судить, сравнивая проектные параметры космолета с электромагнитным двигателем и американского многоразового ТКА «Спейс Шаттл». Если для последнего отношение затрачиваемой мощности к создаваемой тяге равно 4500 Вт/Н, то электромагнитный двигатель позволяет снизить эту величину до 300 Вт/Н [28].

Наконец, весьма перспективными устройствами для транспортировки большого количества грузов в космосе являются электромагнитные масс-ускорители (ЭМУ), работа которых основана на нереактивном способе движения и подобна работе магнитного движителя. В ЭМУ осуществляется разгон контейнера с грузом вдоль неподвижного проводникового путепровода за счет взаимодействия электромагнитных полей контейнера и путепровода. Основным достоинством такого способа транспортировки является отсутствие расхода массы, но к ЭМУ должна подводиться большая электрическая мощность.

Использование на ТКА перспективных типов двигательных установок должно привести к снижению стоимости транспортировок грузов и, что особенно существенно, не будет связано с опасными нарушениями экологического равновесия и загрязнением окружающей среды. Однако потребности энергии для осуществления тех или иных транспортных операций при этом не уменьшаются ( $\Delta V_x$  остается неизменным!) и должны будут удовлетворяться за счет источников энергии с мегаваттными и гигаваттными уровнями мощности.

### **Строительно-монтажные космические системы**

По мере усложнения объектов, входящих в состав ИКС и ПКС, увеличения их габаритов и массы доставлять эти объекты в космос в полностью собранном и готовом к применению состоянии будет экономически нецелесообразным либо технически невозможным даже при значительном усовершенствовании транспортных космических систем. Это приведет к необходимости перехода вначале к модульному принципу построения таких объектов, т. е. к сборке их из отдельных доставляемых с Земли готовых модулей, а затем к строительству из узлов и деталей, которые будут транспортироваться с Земли либо производиться в космосе.

В связи с увеличением продолжительности функционирования космических объектов должны также предусматриваться работы по их техническому обслуживанию и восстановительному ремонту в процессе эксплуатации.

Для осуществления перечисленных технологических процессов на околоземных орбитах предполагается создавать сборочные и строительно-монтажные космические системы (СМКС), состоящие из отдельных баз-станций, называемых иногда «космическими верфями», «космическими доками» и т. п. [12, 18].

Основными видами технологических операций при проведении сборочно-монтажных, ремонтных и строительных работ в космосе являются операции разворачивания трансформирующихся (раздвижных, раскладных) конструкций, разного рода соединительные операции (сварка, склеивание, клепка), механическая обработка металлов (прокат, вытяжка, гибка), а также различные демонтажные операции (резка, вырубка, сверление и т. п.).

Для проведения всех указанных операций требуется энергия, затраты которой определяются характером, масштабами и длительностью соответствующих технологических работ.

В космосе, так же как и на Земле, при проведении сборочно-монтажных работ широкое применение должны найти различные виды сварки: электронно-лучевая, дуговая, диффузионная, контактная, с использованием лазеров и концентраторов солнечного излучения, а также ультразвуковая и магнитно-импульсная [12]. В зависимости от объема сварочных операций требуемая для их осуществления мощность будет возрастать от единиц—десятков до сотен и тысяч киловатт.

Значительный расход энергии потребуется для осуществления механической обработки материалов, формообразования разнообразных элементов сборных конструкций:

Для проведения сборочно-монтажных, ремонтных и строительных работ при создании крупногабаритных космических объектов предполагается широко использовать робототехнические системы различной степени сложности. Для управления ими и главным образом для непосредственного выполнения роботами-манипуляторами тех или иных операций в перспективе нужны будут электрические мощности порядка десятков—сотен киловатт. Такие же

уровни энергопотребления характерны для космических сборочно-монтажных баз, которые предполагается создавать на низких околоземных орбитах в конце 80-х—начале 90-х годов [18, 25].

Таким образом, создание и эксплуатация СМКС потребуют немалых энергозатрат, но их применение позволит значительно сократить расход энергии на транспортировку крупногабаритных космических объектов, т. е. в конечном итоге должно обеспечить экономию энергоресурсов в процессе освоения космического пространства.

Здесь уместно заметить, что все рассмотренные выше космические системы теснейшим образом взаимосвязаны. Так, например, транспортные и строительно-монтажные системы создаются для развертывания и обслуживания информационных и промышленных космических систем, но последние неизбежно будут использоваться для управления ТКС и СМКС, а также для снабжения их энергетическими и сырьевыми ресурсами. Такие же тесные связи существуют между ИКС и ПКС. В целом же развитие ИКС и создание ПКС как целевых систем, позволяющих интенсифицировать все виды деятельности людей на Земле в интересах более полного удовлетворения их разнообразных запросов, совершенствование ТКС и создание СМКС как систем, обеспечивающих возможность строительства и эксплуатации ИКС и ПКС, — все это и есть индустриализация космического пространства.

Иными словами, индустриализация — это не просто создание космических фабрик и заводов, как иногда думают, а широкое и многостороннее освоение человечеством околоземного космоса с целью преодоления пространственно-временных, экологических, энергетических и сырьевых ограничений, которые затрудняют дальнейшее развитие земной цивилизации.

Важнейшее значение здесь, по всей вероятности, будет иметь экологический фактор, так как предполагается, что биосфера Земли не сможет выдержать нагрузку, связанную с необходимостью подъема мирового производства и потребления даже до современного уровня высокоразвитых стран [66]. В этой связи следует еще раз подчеркнуть существенное значение правильного учета экологических ограничений при выборе оптимальных путей развития рассмотренных космических систем.

## Обитаемые космические станции

Индустриализация космического пространства предполагает его использование в интересах решения проблем человечества, живущего на Земле, но не расселение людей в космосе. Вопрос о создании космических поселений, впервые поднятый К. Э. Циолковским, тоже широко обсуждается в последние годы, но это представляется делом значительно более отдаленного будущего человечества.

В то же время индустриализация космоса не может осуществляться без непосредственного участия людей в космических полетах. Об этом убедительно свидетельствует весь ход развития практической космонавтики, двадцатипятилетний опыт практической деятельности советских и зарубежных космонавтов на борту космических кораблей и долговременных орбитальных станций (ДОС).

По мнению специалистов, многоцелевые долговременные орбитальные станции — это прекрасная эксперимен-

Т а б л и ц а 1.2

Уровни энергопотребления на различных этапах индустриализации космического пространства

Этап	Основные потребители и виды деятельности в космосе	Уровень потребляемой мощности, кВт *
I II	Современные ИКС и ОКС Радиолокационная аппаратура ИКС ИПРОС, передающая радиоаппаратура связных ИСЗ непосредственного вещания. Опытное и полупромышленное получение улучшенных и новых материалов. Межорбитальные ТКА с ЭРД. Многомодульные ДОС	1—10 10 <sup>2</sup> —10 <sup>3</sup>
III	Промышленное производство материалов и изделий. Сборка и монтаж крупногабаритных конструкций. Межорбитальная транспортировка грузов с использованием искусственных внешних источников энергии	10 <sup>3</sup> —10 <sup>4</sup>
IV	Вынос в космос наиболее опасных для биосферы земных производств. Разработка недр Луны и астероидов. Крупномасштабное строительство. Использование внешних источников энергии для транспортировки грузов с Земли на низкие орбиты	10 <sup>5</sup> —10 <sup>6</sup>

\* Указаны порядки значений характерной мощности.

тальная база для испытания нового оборудования КА, отработки технологических процессов. Результаты таких испытаний необходимы для создания будущих автоматических космических систем различного целевого назначения [60, 66].

Потребление энергии на борту ДОС до настоящего времени не превышало единиц киловатт и составляло в среднем 1—2 кВт на одного космонавта. В дальнейшем, при создании многомодульных ДОС с экипажем 6—8, а затем 12—28 человек и более, энергопотребление должно возрасти приблизительно до 10 кВт/чел. и достигнет десятков—сотен киловатт электрической мощности [81].

В целом анализ тенденций комплексного развития различных космических систем показывает, что производство энергии в космосе в период его индустриализации должно непрерывно возрастать в соответствии с общей закономерностью, характерной для любого вида человеческой деятельности. С определенной условностью можно выделить четыре этапа индустриализации околоземного пространства, различающихся уровнями энергопотребления (табл. 1.2). Не вызывает сомнений, что потребности в энергии на всех этапах должны быть и будут удовлетворены, однако пока остается открытым вопрос о том, как лучше решить эту проблему и в первую очередь за счет каких источников энергии, каких средств и способов ее преобразования и передачи.

## 1.2. Тенденции развития космической энергетики

Космическая энергетика начала развиваться одновременно с космической техникой и успешно обеспечивает выполнение всех задач космическими аппаратами различного целевого назначения. При этом если выведение КА в космос и все виды их движения там осуществляются в основном с помощью химических ракетных двигателей, то для выработки электроэнергии на борту КА используются энергетические установки (ЭУ) на базе разнообразных источников энергии — химических, ядерных и солнечного излучения.

Для получения электроэнергии при кратковременных полетах на обитаемых космических аппаратах применяются энергоустановки на основе электрохимических генераторов (ЭХГ) с водородно-кислородными топливными элементами. При мощности порядка единиц—десятков

киловатт и времени работы от нескольких дней до 1—1.5 месяцев ЭУ на основе ЭХГ имеют высокие удельные энергомассовые показатели (до 50 Вт/кг) и могут эффективно применяться на пилотируемых орбитальных КА многоразовых ТКС. Однако их использование на КА других космических систем, с продолжительностью активного функционирования более 2—3 месяцев, является нецелесообразным в связи со сложностью заправки таких ЭУ в космосе криогенными компонентами топлива и повышенной опасностью эксплуатации, особенно на пилотируемых КА. Таким образом, область их применения в будущем ограничена.

Более перспективны регенеративные ЭУ на базе ЭХГ, но для их работы необходим источник электрической или тепловой энергии, т. е. эти установки следует рассматривать скорее как преобразователи и накопители энергии систем с источником, имеющим большой ресурс.

На ряде автоматических КА нашли применение ядерные энергетические установки (ЯЭУ) — радиоизотопные и реакторные. Их основные достоинства — автономность, длительный ресурс работы, принципиальная возможность достижения высоких значений КПД, компактность — обусловлены исключительно высокой энергоемкостью ядерного горючего.

При использовании на низкоорбитальных КА ЯЭУ не создают большого аэродинамического сопротивления, что позволяет снизить энергомассовые затраты на коррекцию параметров орбиты. Кроме того, они обладают высокой устойчивостью к действию факторов космической среды. В табл. 1.3 обобщены проектные и реальные параметры радиоизотопных и реакторных ЯЭУ, опубликованные в отечественной и зарубежной печати.

Анализ показывает, однако, что применение радиоизотопных ЯЭУ с неуправляемой реакцией радиоактивного распада при мощностях свыше 10 кВт становится экономически невыгодным, а эксплуатация реакторных ЯЭУ, мощность которых практически неограниченна, затруднена в связи со сложностью обеспечения радиационной безопасности, особенно на ДОС. Применение теневой радиационной защиты не решает проблемы полностью, а круговая (глобальная) защита существенно ухудшает энергомассовые показатели ЯЭУ. Это, в частности, видно из сравнения удельных масс турбогенераторных реактор-

ных ЯЭУ для пилотируемых и непилотируемых КА (табл. 1.3).

От недостатков, присущих химическим и ядерным ЭУ, свободны солнечные энергетические установки (СЭУ), занимающие лидирующее положение в современной космической энергетике. Их достоинства определяются свойствами солнечного излучения, которое представляет собой стабильный и практически неиссякаемый источник энергии, сравнительно безопасный для организма человека, обладающий высоким энергетическим потенциалом. Неудобства, связанные с необходимостью использования крупногабаритных коллекторов солнечного излучения вследствие его низкой плотности, компенсируются простотой и эффективностью фотоэлектрических преобразователей, которые используются на подавляющем большинстве отечественных и зарубежных КА.

В табл. 1.3 представлены достигнутые массоэнергетические показатели фотоэлектрических СЭУ, которые, как видно, значительно превосходят аналогичные (в основном проектные) параметры большей части ЯЭУ. За-

Таблица 1.3

Основные параметры космических энергетических установок

Тип установки	Мощность, кВт	Удельная масса, кг/кВт	Ресурс, ч	Литература
Ядерные радиоизотопные:				
термоэлектрические	0.003—0.5	300—500	$(2-10) \cdot 10^3$	[48]
термоэмиссионные	0.1—0.4	250	$(2-10) \cdot 10^3$	[58]
турбогенераторные	0.5—1.0	150—450	$(2-7) \cdot 10^4$	[65]
Ядерные реакторные:				
термоэлектрические	0.5—50.0	200—400	$(1-5) \cdot 10^4$	[39]
термоэмиссионные	5—500	25—200	$(2-7) \cdot 10^4$	[57]
турбогенераторные:				[65]
для непилотируемых КА	5—500	15—160	$(2-7) \cdot 10^4$	
для пилотируемых КА	25—160	200—300	$(3-10) \cdot 10^4$	
Солнечные:				[25]
фотоэлектрические	1—25	20—50	$(3-5) \cdot 10^4$	
термоэлектрические	0.3—1.0	30—60	—	
термоэмиссионные	0.2	35	$3 \cdot 10^3$	
турбогенераторные	1.5—15.0	30—80	$(2-10) \cdot 10^4$	

метим также, что в настоящее время теоретически доказана и экспериментально подтверждена возможность дальнейшего существенного улучшения характеристик фотоэлектрических преобразователей солнечной энергии.

Практика эксплуатации СЭУ показала, что отсутствие на борту КА первичного источника энергии позволяет избежать многих сложных проблем, возникающих при создании и эксплуатации химических и ядерных ЭУ, дает возможность повысить надежность и безопасность бортовой системы энергоснабжения, хотя одновременно приводит и к некоторым негативным последствиям. В частности, нужно постоянно ориентировать СЭУ на Солнце, а при полетах по частично затененным орбитам необходимо иметь на борту буферный источник электроэнергии (обычно химический) для питания потребителей. Эти обстоятельства несколько снижают эффективность применения СЭУ, однако преимущества использования внешнего источника энергии оказываются значительно более существенными.

В связи с этим встает вопрос о целесообразных путях дальнейшего развития космической энергетики. Сегодня она сформировалась как энергетика автономная: каждый КА имеет на борту собственную электростанцию и ограниченный запас химического топлива для двигательной установки. Такой ход развития космической энергетики представляется достаточно закономерным и имеет много общего с развитием энергетики на Земле.

Действительно, для земной энергетики от этапа использования мускульной силы животных (одной «лошадиной силы») до изобретения и широкого применения паровых машин и других тепловых двигателей характерно пространственное объединение производителей и потребителей энергии. В таком объединении есть определенные преимущества, в частности более или менее продолжительная независимость от внешних факторов, что в ряде случаев повышает эффективность функционирования потребляющих энергию объектов. Не случайно и сегодня значительная часть транспортных средств, применяемых для грузовых и пассажирских перевозок, использует автономные тепловые двигатели.

Однако по мере развития производственной деятельности человечества все более проявлялись и недостатки автономного энергоснабжения — необходимость подвоза больших масс топлива к потребителям, сложность использования машин, производящих энергию, для обеспечения

ею множества рассредоточенных в пространстве потребителей и т. д.

Выход из этого положения дало открытие электричества, которое позволило осуществить то, что не удавалось осуществить другими способами, — передавать энергию на большие расстояния и эффективно распределять ее между потребителями. В течение нескольких десятилетий развития централизованного энергоснабжения мощность отдельных электростанций, следуя за потребностями промышленного производства, транспорта, связи и других отраслей человеческой деятельности, возросла на 2—3 порядка и измеряется сейчас миллионами киловатт. В этом проявилась диалектическая закономерность развития земной энергетики.

Важно отметить, что В. И. Ленин, который уделял огромное внимание вопросам электрификации Советского государства и считал план ГОЭЛРО второй программой партии, в течение ряда лет разрабатывал и стремился воплотить в жизнь идею централизации производства и распределения электроэнергии, видя в этом залог ее удешевления и рационального использования для развития государственной экономики. Централизация и электрификация в его представлении были неразделимы. Эти ленинские идеи нашли свое воплощение в окончательном варианте плана ГОЭЛРО, а затем — в создании Единой энергетической системы СССР, эффективность которой получила мировое признание [33, 56].

Есть основания полагать, что в период освоения космоса как новой сферы деятельности человечества развитие энергетики, в данном случае космической, пойдет тем же путем.

Уже сегодня становится очевидным, что с ростом мощности космических энергетических и двигательных установок всех существующих сейчас классов и типов их присутствие на борту КА все в большей мере будет затруднять выполнение аппаратом целевых задач с требуемой эффективностью.

В случае установок, использующих в качестве источника энергии химические реагенты, это связано с относительно низкой энергоемкостью последних, следствием чего является ограниченный ресурс работы установок этого типа и необходимость их дозаправки с целью увеличения продолжительности функционирования КА. Длительное хранение на борту химического топлива снижает безопас-

ность эксплуатации КА, а при наличии криогенных компонентов требует еще и значительных затрат энергии для их термостатирования.

Применение ядерных энергетических и двигательных установок создает опасность радиационного поражения космонавтов, повреждения конструкции и аппаратуры КА, усложняет его взаимодействие с другими космическими объектами. Наличие в составе ядерных установок тяжелой радиационной защиты приводит к необходимости уменьшения массы полезной нагрузки на борту аппарата и т. д.

Наконец, крупногабаритные коллекторы солнечных установок, которые должны быть постоянно ориентированы на Солнце, затрудняют управление космическим аппаратом при выполнении целевых задач, делают его более уязвимым к воздействию внешних факторов.

Эффективность и экономичность применения автономных энергоустановок снижается еще и в связи с неравномерностью энергопотребления на борту КА. Установку приходится либо переразмеривать в расчете на максимальную потребляемую мощность, либо включать в состав системы энергоснабжения тяжелые накопители энергии. В ряде случаев КА прекращает активное функционирование (или существование), в то время когда ЭУ еще далеко не выработала свой ресурс.

В автономных двигательных установках с разделенным рабочим телом и источником энергии необходимость использования тяжелых энергоустановок, например ядерных, приводит к невозможности получения большой тяги двигателя и увеличению времени полета.

Перечисленные и некоторые другие недостатки автономной космической энергетики могут быть в значительной мере устранены при переходе к централизованному энергоснабжению космических систем, т. е. тем же путем, каким были преодолены трудности в развитии земной энергетики при открытии электричества. Очевидно, однако, что использование электрического тока для транспортировки энергии в космосе по проводам является совершенно неэффективным и нереальным. Речь может идти только о беспроводной передаче энергии.

Идея беспроводной передачи энергии сама по себе не нова. Предполагается, что впервые ее высказал в конце прошлого века (1893 г.) известный югославский ученый Н. Тесла, который считал реализацию такого способа

передачи энергии крупнейшей проблемой электротехники, но не смог найти пути ее практического решения [52].

В значительно более завершенном виде вопросы передачи энергии с помощью электромагнитного излучения высокой частоты были рассмотрены спустя полвека академиком П. Л. Капицей [32].

Однако лишь после создания мощных лазеров и генераторов СВЧ-излучения, силовых адаптивных оптических систем и фазированных антенных решеток появилась реальная возможность дистанционной передачи энергии в виде остронаправленного излучения оптического и радиодиапазона. Применение таких устройств позволяет транспортировать энергию на сколь угодно большие расстояния с минимальными потерями, осуществлять оперативное обслуживание большого числа потребителей с помощью одной линии энергопередачи за счет возможности быстрой переориентации луча, использовать новые эффективные процессы преобразования энергии на обоих концах линии ее передачи. Это и дает основу для перехода к новому этапу в развитии космической энергетики, этапу централизованного снабжения энергией космических систем от крупных специализированных энергетических объектов — космических энергостанций (КЭС).

КЭС будут объединяться в системы с целью наиболее эффективного и экономичного обеспечения энергией всей совокупности космических средств различного целевого назначения. Таким образом, в эпоху индустриализации околоземного пространства там наряду с информационными, промышленными, транспортными и строительно-монтажными системами неизбежно должны появиться энергетические космические системы (ЭКС), обеспечивающие централизованное производство и распределение энергии. Это представляется естественной и диалектически закономерной перспективой развития космической энергетики, не исключающей в то же время возможности использования и автономных ЭУ на тех объектах и в тех условиях, где это будет целесообразно.

В качестве источников первичной энергии, которая должна быть преобразована в лазерное или СВЧ-излучение, на КЭС можно использовать ядерные или термоядерные реакторы либо солнечное излучение. Ряд специалистов высказывается в пользу ядерных и термоядерных КЭС, аргументируя это главным образом тем, что в космосе будет легче решить некоторые проблемы, которые

возникают при создании мощных электростанций такого типа на Земле. В числе этих проблем называют сложность ликвидации радиоактивных отходов ядерных энергостанций, необходимость создания высокого вакуума и применения больших по размерам конструкций в термоядерных станциях и др. [37, 66]. При этом предполагается, что масса и стоимость ядерных и термоядерных КЭС в перспективе могут быть несколько меньше, чем солнечных [24, 68].

Не пытаясь критиковать такие предложения, ибо это потребовало бы отдельного исследования, заметим лишь, что те факторы, которые препятствуют широкому распространению ЯЭУ в современной космической энергетике, не теряют своего значения и при оценке перспектив создания более мощных ядерных КЭС. Что же касается термоядерных станций, то известно, что в техническом аспекте проблема управляемого синтеза легких ядер еще далеко не решена в земных условиях и обсуждать вопрос о выносе термоядерных реакторов в космос, видимо, просто преждевременно.

Да и нужно ли их туда выносить, если природа создала в космосе прекрасный саморегулируемый термоядерный реактор, который надежно и устойчиво работает и будет работать еще миллиарды лет! Достаточно высокая эффективная температура излучающей поверхности Солнца (около 6000 К) принципиально позволяет преобразовывать его энергию с КПД, близким к 100 %, используя для этого простые устройства типа тех, которые широко и успешно применяются в космической энергетике уже более четверти века. Если добавить к этому, что в космосе отсутствуют многие факторы, которые препятствуют достижению высокой экономической эффективности земной гелиоэнергетики (облачность, чередование дня и ночи и пр.), то становится очевидным вывод о целесообразности использования солнечного излучения в качестве основного источника энергии для КЭС.

Не случайно К. Э. Циолковский считал овладение солнечной энергией одной из главных задач покорения космоса и связывал это с использованием ее для перемещения людей по всей солнечной системе, развития промышленности и «удобств жизни» в космическом пространстве [63].

Таким образом, есть все основания полагать, что развитие космической энергетике в период индустриализации

околоземного космоса пойдет по пути создания сети солнечных космических энергостанций, предназначенных для централизованного энергоснабжения различных космических систем путем направленной передачи энергии к ним в виде лазерного или СВЧ-излучения.

Преобразование энергии направленного электромагнитного излучения в другие виды энергии, главным образом электрическую и тепловую, будет осуществляться с помощью специальных устройств, разработка которых уже ведется в настоящее время. Весьма существенно, что КПД таких устройств принципиально может быть очень большим (в идеальном случае 100 %). В сочетании с высокой плотностью излучения в пучке это позволяет значительно сократить размеры приемных устройств по сравнению, например, с размерами коллекторов солнечного излучения.

В целом системы приема и преобразования энергии лазерного и СВЧ-излучения должны быть компактнее, легче, проще и эффективнее существующих автономных энергоустановок.

Мощность отдельных СКЭС будет увеличиваться постепенно, в соответствии с потребностями производства энергии на разных этапах индустриализации космического пространства (табл. 1.2). Это означает, что появлению сверхмощных станций, связанному с выносом в космос опасных для биосферы земных производств, включая энергетику, должно предшествовать создание СКЭС значительно меньшей мощности, измеряемой вначале, вероятно, сотнями и тысячами киловатт. Такие СКЭС будут предназначаться для обеспечения энергией информационных, промышленных и межорбитальных транспортных систем и использовать для передачи энергии лазерное излучение.

Только после этого наступит очередь создания СКЭС мощностью сотни и тысячи мегаватт, передающих энергию на Землю в СВЧ-диапазоне длин волн. Их появление будет обусловлено главным образом необходимостью защиты биосферы от опасных последствий нарастающего энергопотребления на Земле, в первую очередь от «теплового загрязнения». Строительство таких СКЭС должно вестись на базе уже достаточно развитой космической индустрии с использованием опыта сооружения станций меньшей мощности.

Все это не означает, однако, что обсуждение концеп-

ции будущих крупномасштабных СКЭС, которое активно ведется в последние годы, является преждевременным и ненужным. Напротив, это позволяет яснее увидеть и понять те трудности, с которыми придется столкнуться при создании СКЭС различных поколений, наметить пути и способы их преодоления. С учетом данного обстоятельства в следующих разделах книги основное внимание уделено анализу проблем и проектов СКЭС большой мощности, которые должны передавать энергию на Землю. Многие вопросы при этом имеют достаточно общий характер, и их рассмотрение направлено на выяснение принципиальных особенностей развития будущей космической гелиоэнергетики.

### **1.3. Направления исследований и разработок в области СКЭС**

Создание систем СКЭС, передающих энергию на Землю, представляет собой крупнейшую комплексную проблему, беспрецедентную по своим масштабам в области мировой энергетики и космической техники. В исследованиях и разработках по этой проблеме можно выделить несколько основных направлений, которые определяют возможности, пути и перспективы реализации концепции СКЭС. Все они могут быть представлены в виде иерархической последовательности взаимосвязанных этапов, отображенной на рис. 1.1.

На первом этапе исходя из прогнозируемых потребностей в энергии, которые могут быть удовлетворены с помощью СКЭС, и предполагаемых районов размещения потребителей в космосе или на Земле осуществляется выбор орбит функционирования СКЭС, количества станций на них, выходной мощности и режимов генерирования энергии для каждой станции. При этом должны учитываться особенности распределения солнечной радиации в околоземном космическом пространстве и предполагаемые ограничения, связанные с вопросами создания и эксплуатации СКЭС. На этом этапе в общем случае СКЭС должны рассматриваться как элементы системы более высокого уровня, например единой энергетической системы государства или группы стран.

Второй этап предполагает выбор структуры и рациональных параметров системы преобразования и передачи энергии: вида передаваемого электромагнитного излуче-

ния и его характеристик, способа и состава системы преобразования солнечной энергии, типов и параметров устройств для генерирования и передачи излучения и его

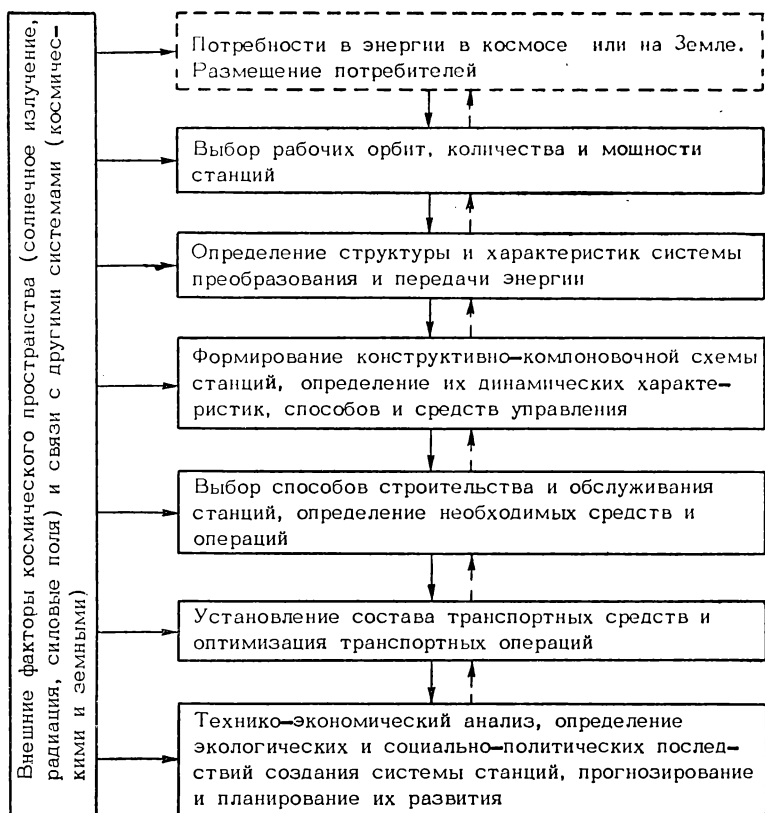


Рис. 1.1. Схема исследований и разработок по проблемам СКЭС.

преобразования в электроэнергию. Этот этап является исходным в формировании облика станций, поскольку СКЭС представляют собой энергетические космические объекты. Здесь существует большое число возможных альтернатив, и выбор лучшей из них представляет собой сложную многокритериальную задачу оптимизации с ограничени-

ямь, которые связаны со следующими этапами исследования.

Задачи третьего этапа — определение конструктивно-компоновочной схемы станции с учетом свойств материалов конструкции, ее динамических характеристик, управляемости, способов ориентации. На этом этапе завершается предварительное формирование облика СКЭС.

Далее идут этапы, связанные с исследованием проблем создания и эксплуатации СКЭС. Они включают выбор рациональных способов и средств изготовления элементов и сборки (строительства) станций, оптимизацию транспортных систем и операций при доставке элементов СКЭС на рабочую орбиту, рассмотрение вопросов их технического обслуживания и ремонта для поддержания в рабочем состоянии в течение заданного срока функционирования.

На завершающем этапе производится экономическая оценка всего проекта, анализ экологических и социально-политических аспектов создания и применения СКЭС, а также прогнозирование развития и планирование работ в данной области. Очевидно, что ответы на все эти вопросы непосредственно зависят от результатов исследований на всех предыдущих уровнях и в свою очередь оказывают обратное влияние на выбор альтернатив, т. е. исследование проблемы имеет четко выраженный итеративный характер. При этом на каждом этапе должны учитываться влияние факторов окружающей среды и связи с другими космическими и наземными системами.

В дальнейшем по указанным выше причинам мы ограничимся рассмотрением СКЭС, предназначенных для энергоснабжения Земли. Основное внимание при этом будет уделено вопросам преобразования и передачи энергии, которые имеют наиболее принципиальное значение для определения тенденций развития СКЭС как космических объектов совершенно нового типа. Предварительно, однако, остановимся кратко на задачах первого этапа исследования СКЭС, связанного с выбором рабочих орбит, количества и мощности станций.

Большинство известных проектов СКЭС предполагает размещение станций на ГСО, высота которой составляет 35 800 км, а угол наклона к эклиптике — около 23,5° (рис. 1.2). Здесь каждая СКЭС будет постоянно находиться в зените над фиксированной точкой на земном экваторе, обеспечивая передачу энергии в любой район между 70° с. ш. и 70° ю. ш. Этот пояс включает в себя

большую часть основных населенных областей земного шара, что предоставляет широкие возможности для размещения приемно-преобразующих систем вблизи от потребителей энергии.

СКЭС, находящаяся на ГСО, в течение года будет почти непрерывно освещена Солнцем, за исключением кратковременных периодов, общая продолжительность которых составит менее 1 %. Однако на протяжении 43 дней около весеннего и 44 дней около осеннего равноденствия СКЭС ежедневно на некоторое время будет по-

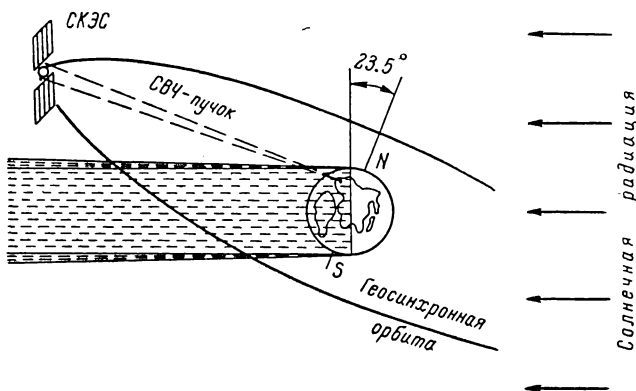


Рис. 1.2. Схема размещения СКЭС на ГСО.

падать в тень Земли. Максимальная продолжительность затенения в дни равноденствия (21 марта и 21 сентября) составит около 75 мин. Кроме того, при близком расположении на ГСО большого количества (порядка 100) СКЭС они могут затенять друг друга на 15 мин дважды в сутки (около 6 ч утра и 6 ч вечера) в течение двух недель вблизи равноденствия. Наконец, в зависимости от положения на ГСО СКЭС могут изредка попадать в тень Луны на время до 90 мин с небольшими перерывами [113].

Затенения СКЭС не приведут к существенному снижению их среднегодовой энергетической эффективности: общие потери энергии за счет затенений должны составить немногим более 1 % в год, причем попадание станций в тень Земли будет происходить всегда около полуночи по местному времени, когда потребление энергии резко уменьшается. Тем не менее в результате затенений могут воз-

никнуть эффекты, опасные для конструкции СКЭС. Это прежде всего термические напряжения, особенно при взаимном затенении СКЭС, так как размеры станции превышают размер полутени и, следовательно, градиенты освещенности будут весьма высокими (при попадании СКЭС в тень Земли градиенты освещенности на поверхности станций незначительны, поскольку их максимальные размеры составляют не более 6—7 % от размера полутени). Кроме того, в периоды затенения в коммуникационных линиях и элементах СКЭС могут происходить замыкания и пробой, обусловленные накоплением электростатического заряда при взаимодействии станции с космической плазмой. Предполагается, что, когда СКЭС освещены солнечным излучением, они могут частично освобождаться от этого заряда за счет фотоэлектронной эмиссии. Таким образом, затенение СКЭС приводит к необходимости разработки специальных конструктивных и эксплуатационных мероприятий, направленных на компенсацию влияния термических напряжений и электростатических зарядов, что несколько снижает эффективность использования ГСО для размещения станций.

Известная тенденция уменьшения стоимости вырабатываемой энергии при возрастании мощности отдельных энергоблоков, прогнозируемый рост мирового энергопотребления и эксплуатационные преимущества обслуживания в космосе небольшого числа станций обусловили выбор для большинства известных проектов СКЭС установленной мощности 5 и 10 ГВт на выходе приемно-преобразующих систем на Земле (мощность, генерируемая на борту станции, должна составлять соответственно около 8 и 13 ГВт при использовании СВЧ-систем передачи энергии).

С учетом ожидаемого, например, по прогнозам НАСА роста энергопотребления в США для обеспечения к 2025 г. 20 % потребляемых мощностей необходимо разместить на ГСО 50, а 40 % — 112 СКЭС, дающих в наземную сеть 10 ГВт электрической мощности каждая. При менее интенсивном нарастании энергопотребления аналогичный вклад в общую выработку электроэнергии может быть обеспечен меньшим числом СКЭС такой же мощности [115]. Отмечается, однако, что создание системы подобных СКЭС на ГСО потребует огромных капиталовложений, будет находиться в сильной зависимости от разработки новых многократных транспортных космических систем с боль-

шой грузоподъемностью и низкой стоимостью вывода грузов на орбиту, затруднит проведение завершающих монтажно-сборочных и пусковых работ и т. д. [91]. Эти обстоятельства в сочетании с отмеченными выше отрицательными последствиями затенения станций на геосинхронной орбите обусловили поиск иных путей построения систем СКЭС.

Одним из возможных альтернативных вариантов является размещение СКЭС на более низких солнечно-синхронных орбитах (ССО), постоянно освещенных Солнцем. Выбор параметров ССО и количества СКЭС на них зависит от размеров зоны на поверхности Земли, которую станции должны снабжать энергией. Для обеспечения возможности передачи энергии в любую точку земного шара нужно использовать две ССО, расположенные под углами  $\pm 45^\circ$  к плоскости эклиптики на высотах 4600 и 4700 км соответственно [78]. По сравнению с ГСО эти орбиты имеют следующие основные преимущества:

- исключаются проблемы, связанные с затенением конструкции СКЭС;

- при размещении на каждой ССО по 35 СКЭС энергия может непрерывно передаваться в любое место на Земле, при этом мощность, которую необходимо получать от отдельных станций, снижается с 5000 до 200 МВт при поддержании постоянной электрической мощности порядка 500 МВт на выходе приемно-преобразующих систем;

- размер передающих антенн СКЭС, размещаемых на ССО с указанными выше параметрами, должен составлять всего 3.8 % от размера антенны СКЭС на ГСО с соответствующим снижением сложности и стоимости создания передающей системы;

- стоимость транспортировки на ССО значительно (в 2—3 раза) ниже, чем на ГСО, что в совокупности с другими благоприятными факторами должно позволить сократить капитальные затраты на производство электроэнергии на 25—50 %;

- создание полномасштабных образцов СКЭС мощностью 200 МВт в ближайшие 15—20 лет является значительно более реальным и с технической, и с экономической точек зрения, чем осуществление проектов СКЭС мощностью 5—10 ГВт;

- нагрев ионосферы от множества СКЭС сравнительно небольшой мощности, рассредоточенных на ССО, не пре-

вынает ее нагрева естественной солнечной радиацией, так как потоки излучения, идущего от отдельных станций к приемно-преобразующей системе, не накладываются друг на друга и каждая область ионосферы облучается непрерывно в течение примерно 1 мин.

Наряду с указанными преимуществами ССО имеют и ряд недостатков, которые не свойственны ГСО, а именно:

— отдельные участки рассмотренных ССО проходят через внутренние радиационные пояса Земли, где интенсивные потоки электронов и протонов могут привести к сравнительно быстрому выходу из строя элементов СКЭС, в первую очередь изготовленных из полупроводниковых материалов;

— рассредоточенность сети СКЭС на ССО усложнит их эксплуатацию и потребует увеличения расхода топлива для перемещения станций технического обслуживания (однако сам процесс обслуживания и ремонта должен упроститься за счет меньших размеров СКЭС);

— система СКЭС, размещаемая на ССО, будет экономически эффективной лишь в случае ее использования во всемирном масштабе, поэтому проект такой системы должен разрабатываться на основе международного сотрудничества.

Рассматривается возможность размещения СКЭС не только на ГСО и ССО, но и на других околоземных орбитах. В частности, недавно в СССР выдано авторское свидетельство на новый способ передачи энергии от СКЭС наземным потребителям, расположенным преимущественно в средних и высоких широтах северного полушария [8]. СКЭС предлагается запускать на неэкваториальные квазистационарные околокруговые орбиты, при полете по которым станция находится все время на одной долготе, но по широте перемещается в пределах угла наклона орбиты, или на эллиптические синхронные с апогеем около 72 тыс. км и с перигеем 500 км. Со сдвигом по времени на  $1/2$  периода орбиты запускаются два энергетических КА: СКЭС и спутник-ретранслятор. Когда СКЭС находится в северном полушарии, энергия к потребителю передается непосредственно с ее антенны, а когда СКЭС находится в южном полушарии, энергия от нее передается через ретранслятор, который в это время находится в северном полушарии. Спутник-ретранслятор может быть заменен второй СКЭС. Тогда одна из станций передает энергию непосредственно со своей

антенны, а вторая ретранслирует ее через дополнительную антенну первой СКЭС. Использование квазистационарных орбит экономит энергию, необходимую для вывода СКЭС на орбиту, и позволяет уменьшить площадь приемно-преобразующей системы.

В целом анализ различных вариантов размещения СКЭС в космосе показывает, что выбор рабочих орбит, мощности и количества станций представляет собой достаточно сложную задачу, тесно связанную со всеми другими этапами исследования проблемы и в первую очередь с выбором систем преобразования и передачи энергии.

### СИСТЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ

Солнечная энергия — главное. . . Эта энергия подобна электрической, и потому найдут средства ее почти целиком переводить в механическую, химическую и прочие виды энергии.

*К. Э. Циолковский*

СКЭС относятся к принципиально новому классу объектов космической техники — классу так называемых энергетических КА. Целевое назначение этих объектов состоит в дистанционном энергоснабжении потребителей, находящихся на Земле или в космосе, путем направленной передачи энергии к ним в виде СВЧ- или лазерного излучения. Таким образом, на СКЭС солнечная энергия в конечном итоге должна быть преобразована в энергию монохроматического излучения оптического или радиодиапазона. В этом заключается основное отличие систем преобразования солнечной энергии СКЭС от существующих земных и космических гелиоэнергетических систем, в которых солнечная энергия преобразуется либо в тепловую, либо в электрическую или механическую энергию. И отсюда же следует важный вывод, что система преобразования энергии СКЭС должна рассматриваться как единая система, включающая в свой состав всю совокупность взаимосвязанных подсистем и элементов, в которых последовательно реализуются различные стадии процесса преобразования солнечной энергии в электромагнитное излучение определенной длины волны.

Возможность и целесообразность реализации тех или иных способов преобразования энергии любого первичного источника прежде всего определяются его фундаментальными свойствами — термодинамическим (энергетическим) потенциалом и концентрацией в пространстве (плотностью). Это обстоятельство не всегда в должной мере учитывается при сравнительном анализе различных си-

Солнечное излучение

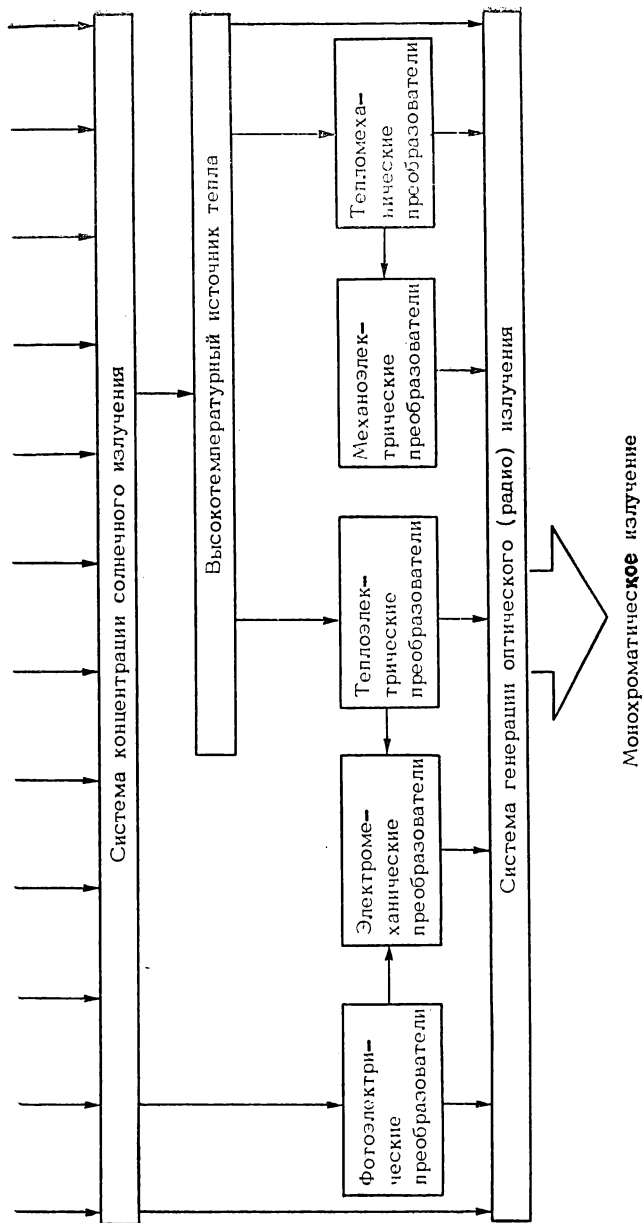


Рис. 2.1. Схема возможных путей преобразования энергии на СКЭС.

стем преобразования солнечной энергии, в то время как для крупномасштабных систем, к числу которых относятся СКЭС, оно имеет особенно важное значение.

## 2.1. Принципиальные возможности и пути преобразования энергии на СКЭС

Разработанные пути преобразования солнечной энергии и соответствующие им устройства, которые могут быть реализованы на космических энергостанциях, отображены на схеме, представленной на рис. 2.1. Они включают традиционные для земной энергетики тепломеханические преобразователи газо- и паротурбинного типа, теплоэлектрические преобразователи, реализующие термоэмиссионный, термоэлектрический и другие методы прямого преобразования тепловой энергии в электрическую, фотоэлектрические преобразователи солнечной энергии, которые наиболее широко используются в современной космической энергетике, различного типа генераторы оптического и радиоизлучения, в том числе осуществляющие прямое преобразование солнечного излучения в монохроматическое, и другие элементы.

Выбор той или иной системы преобразования энергии для СКЭС представляет собой сложную проблему и определяется специфическими особенностями первичного источника энергии — солнечного излучения, требуемым видом и параметрами электромагнитного излучения на выходе системы (его мощностью, длиной волны, режимом генерации и т. д.), уровнем развития и возможностями технической реализации элементной базы различных преобразователей энергии, а также рядом других обстоятельств. Прежде чем перейти к более подробному рассмотрению всего комплекса этих вопросов, остановимся на некоторых принципиальных моментах, связанных с преобразованием солнечной энергии на СКЭС.

Основной недостаток солнечного излучения как первичного источника энергии — его низкая плотность в околоземном космосе, обусловленная достаточно большой удаленностью Земли от Солнца. Следствием этого являются высокие значения удельной (приходящейся на единицу выходной мощности системы преобразования) площади поверхностей, воспринимающих солнечное излучение:

$$\bar{S} = S_{\Sigma} / N_{\text{изл}} = (E_{\Sigma} \eta_{\text{с. п.}})^{-1}, \quad (2.1)$$

где  $\bar{S}$  и  $S_{\Sigma}$  — соответственно удельная и полная площади лучевоспринимающих поверхностей;  $N_{\text{из.л}}$  — выходная мощность системы (мощность монохроматического излучения);  $E_{\text{С}}$  — солнечная постоянная;  $\eta_{\text{с.п}}$  — КПД системы преобразования солнечной энергии.

Отсюда с очевидностью вытекает первое важнейшее требование к системе преобразования энергии СКЭС — высокая энергетическая эффективность, характеризующаяся значениями полного КПД системы или ее удельной мощности  $N_{\text{уд}} = E_{\text{С}} \eta_{\text{с.п}}$ . При уровнях выходной мощности, типичных для СКЭС (сотни, тысячи и миллионы киловатт), каждый процент прироста КПД позволит экономить сотни и тысячи квадратных метров лучевоспринимающих поверхностей, десятки и сотни тонн массы СКЭС с соответствующим снижением сложности решения проблем создания и эксплуатации станций и их стоимости.

Принципиальные возможности достижения высокой энергетической эффективности систем преобразования энергии СКЭС, согласно фундаментальным термодинамическим представлениям, определяются в первую очередь свойствами первичного источника энергии и окружающей среды.

Известно, что по своим спектральным характеристикам солнечное излучение может рассматриваться как неполяризованное равномерное излучение абсолютно черного тела с температурой  $T_{\text{С}} \approx 5800$  К. Плотность такого излучения у поверхности Солнца определяется законом Стефана—Больцмана:

$$E_{\text{Сп}} = \sigma T_{\text{С}}^4, \quad (2.2)$$

где  $\sigma$  — постоянная Стефана—Больцмана.

На расстоянии  $L_{\text{С}}$  от Солнца плотность солнечного излучения, падающего на поверхность, перпендикулярную направлению его распространения, определяется выражением

$$E_{\text{С}} = \sigma T_{\text{С}}^4 (R_{\text{С}}/L_{\text{С}})^2, \quad (2.3)$$

где  $R_{\text{С}}$  — радиус Солнца.

Множитель  $(R_{\text{С}}/L_{\text{С}})^2$  учитывает, что излучение распространяется в конечном телесном угле, соответствующем угловому размеру Солнца.

Для околоземного космоса  $E_{\text{С}} \approx 1360$  Вт/м<sup>2</sup>.

При рассмотрении солнечного излучения как излучения абсолютно черного тела степень его «неупорядоченности» (некогерентности) можно характеризовать энтро-

пией, выражение для плотности потока которой, согласно известной формуле М. Планка [47], можно представить в виде

$$s = \frac{4}{3} \sigma T_C^3 (R_C/L_C)^2. \quad (2.4)$$

Из термодинамики известно, что любая энергия, характеризующаяся энтропией, не может быть полностью полезно использована или, точнее, превращена в другие виды энергии, энтропия которых равна нулю, например в электрическую или механическую энергию, в когерентное электромагнитное излучение и т. п. Возможность превращения любой энергии с отличной от нуля энтропией в полезную энергию (работу) при заданных параметрах окружающей среды характеризуется э к с е р г и е й [13].

Эксергия теплового излучения определяет максимальное количество полезной энергии (работы), которое может быть получено при температуре окружающей среды, равной  $T_0$ , за счет использования в обратимом процессе полной энергии данного излучения [64].

Выражение для плотности потока эксергии солнечного излучения в космосе может быть представлено в виде

$$e_C = E_C - T_0 s \quad (2.5)$$

или, с учетом (2.3) и (2.4),

$$e_C \approx \sigma \left( T_C^4 - \frac{4}{3} T_0 T_C^3 \right) (R_C/L_C)^2. \quad (2.6)$$

Предельный теоретический коэффициент полезного использования солнечной энергии определяется отношением плотностей потоков эксергии и энергии излучения: \*

$$\eta_{C\text{пред}} = \frac{e_C}{E_C} \approx 1 - \frac{4}{3} \frac{T_0}{T_C}. \quad (2.7)$$

Полагая равновесную температуру космического пространства  $T_0 = 3 \text{ К}$ , можно сделать вывод, что в космосе значение коэффициента  $\eta_{C\text{пред}}$  практически равно единице. Это означает, что предельный теоретический КПД идеального преобразователя солнечной энергии, в котором полностью отсутствуют необратимые потери энергии, а отвод

---

\* Подобные выражения получены в работах [41, 73] несколько иным путем.

тепла осуществляется при температуре окружающей среды, близок к единице.

Заметим, что на это обстоятельство впервые, вероятно, обратил внимание К. Э. Циолковский, который еще в 1920 г. в работе «Жизнь в межзвездной среде» писал: «Громадная возможная разность температур позволяет утилизировать солнечную энергию почти целиком» [62, с. 56].

Нужно, однако, иметь в виду, что отвод тепла от любого преобразователя солнечной энергии, в том числе и идеального, практически не может осуществляться при равновесной температуре космического пространства. Минимально возможной температурой в данном случае является равновесная температура теплоотводящих элементов преобразователя при его нерабочем состоянии  $T_{отв}$ , которая всегда будет выше, чем  $T_0$ , за счет того, что на эти элементы падает излучение, идущее от Солнца, от Земли, от различных частей конструкции СКЭС и т. д. Таким образом, предельный теоретический КПД системы преобразования солнечной энергии в космосе будет определяться выражением

$$\eta_{пред} \approx 1 - \frac{4}{3} \frac{T_{отв}}{T_c}. \quad (2.8)$$

Зависимость  $\eta_{пред}$  от  $T_{отв}$  представлена на рис. 2.2, из которого видно, что в диапазоне равновесных температур теплоотводящих устройств 300—900 К  $\eta_{пред}$  изменяется от 0.93 до 0.8, т. е. характеризуется весьма высокими значениями.

Следует, однако, сразу обратить внимание на то, что данные значения предельного КПД относятся лишь к системам, в которых осуществляется прямое преобразование энергии солнечного излучения в требуемый вид полезной энергии. Если же солнечная энергия используется в тепловой форме, т. е. для получения высокотемпературного тепла, которое затем уже преобразуется в полезную энергию, то предельные значения КПД таких систем преобразования определяются КПД обратимого цикла Карно  $\eta_K$  и ограничены уровнем реализуемой в нем максимальной температуры теплоподвода  $T_r$ , а следовательно, всегда будут ниже. Рис. 2.2 иллюстрирует это обстоятельство.

Энергетическую эффективность любой реальной системы преобразования солнечной энергии следует оценивать отношением ее полного эффективного КПД к предель-

ному, определяемому выражением (2.8), т. е. величиной  $\eta_{с.п} = \eta_{с.п} / \eta_{пред}$ . Этот показатель может рассматриваться как эксергетический КПД преобразователей солнечной энергии, характеризующий их истинное энергетическое совершенство при использовании энергии данного источника.

Изложенное позволяет провести предварительную сравнительную оценку различных систем преобразования

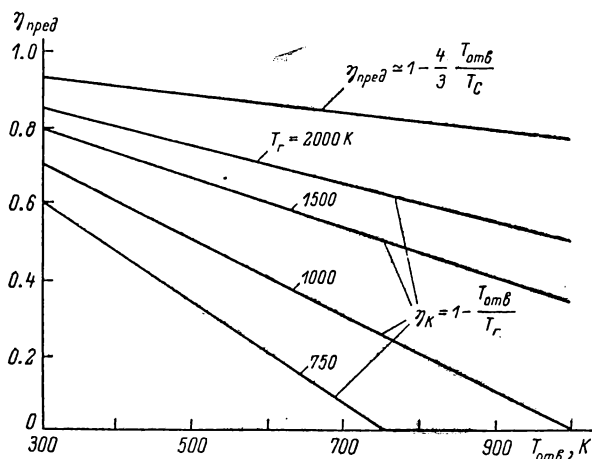


Рис. 2.2. Предельный теоретический КПД преобразователей солнечной энергии.

энергии СКЭС (рис. 2.1) с точки зрения принципиальной возможности достижения их высокой энергетической эффективности.

Прежде всего отметим, что, пренебрегая немонахроматичностью лазерного или радиоизлучения на выходе из системы преобразования энергии СКЭС, можно считать его энтропию равной или близкой к нулю, а следовательно, рассматривать это излучение в термодинамическом аспекте как полезную энергию или работу. Тогда все приведенные выше оценки предельных значений КПД в полной мере могут быть отнесены к системам преобразования солнечной энергии в энергию электромагнитного излучения оптического или радиодиапазона. А отсюда следует, что наиболее высокой энергетической эффективностью принципиально должны обладать системы прямого преобразования солнечной энергии в лазерное или радиоизлу-

чение, поскольку они имеют максимальный предельный КПД, определяемый выражением (2.8), и наименьшее число ступеней преобразования энергии.

Ненамного уступают им системы, в которых вначале осуществляется прямое преобразование солнечной энергии в электрическую, а затем электрическая энергия преобразуется в монохроматическое излучение оптического или радиодиапазона. Поскольку электрическая энергия обладает нулевой энтропией, процесс прямого преобразования в нее солнечного излучения характеризуется такими же высокими значениями предельного КПД, как и в предыдущем случае, а преобразование электроэнергии в лазерное или радиоизлучение принципиально может осуществляться вообще без потерь, т. е. полностью. Таким образом, предельный термодинамический КПД в этих двух системах является одинаковым и вторая проигрывает лишь вследствие наличия дополнительной ступени преобразования, что в реальном случае всегда связано с увеличением потерь энергии.

С другой стороны, забегая несколько вперед, можно отметить, что при современном уровне развития техники КПД реальных фотоэлектрических преобразователей значительно (примерно на порядок) выше, чем КПД разработанных устройств прямого преобразования солнечной энергии в лазерное и СВЧ-излучение. При высоких значениях КПД СВЧ-генераторов и лазеров с электрическим питанием (накачкой) это обеспечивает пока более высокую полную энергетическую эффективность двухступенчатых систем преобразования солнечной энергии в монохроматическое излучение по сравнению с одноступенчатыми. Однако такое положение не является принципиально закономерным. Известно, например, что КПД фотоэлектрических преобразователей за сравнительно короткий период их развития возрос приблизительно на порядок, и нет оснований сомневаться, что и в области устройств прямого преобразования солнечной энергии в электромагнитное излучение в ближайшие годы или десятилетия будет достигнут такой же прогресс и их КПД значительно увеличится, приближаясь к термодинамическому пределу.

Использование тепловых преобразователей солнечной энергии на СКЭС с точки зрения возможности достижения предельной энергетической эффективности систем преобразования принципиально менее перспективно. Однако сегодня тепловые турбомашинные преобразователи, ши-

роко применяемые в наземной энергетике, имеют наиболее высокие достигнутые значения КПД. Их использование к тому же может оказаться целесообразным в тех случаях, когда в системе преобразования СКЭС необходимо иметь механическую энергию, например для прокачки больших масс активной среды в лазерном контуре и т. п. Таким образом, при анализе систем преобразования энергии СКЭС в настоящее время нет оснований исключать из рассмотрения преобразователи тепловой энергии солнечного излучения.

Достижение высокой энергетической эффективности тепловых и других преобразователей энергии СКЭС возможно лишь при концентрации солнечного излучения, позволяющей компенсировать его основной недостаток как источника энергии — низкую плотность. Только применение концентраторов позволяет получить плотности лучистых потоков, необходимые для реализации эффективных процессов как прямого преобразования солнечной энергии, например оптической накачки лазеров или возбуждения объемных фотовольтаических эффектов в фотоэлектрических преобразователях, так и теплового — высокотемпературного нагрева рабочих тел.

Заметим, что в системах преобразования энергии СКЭС может осуществляться концентрация не только солнечного излучения, но и электрического тока с помощью токопроводов, радиоизлучения с помощью волноводов и т. д. Таким образом, необходимость концентрации потоков энергии является принципиальной особенностью рассматриваемых систем.

Требование высокой энергетической эффективности является важным, но не единственным и даже не определяющим требованием к системе преобразования энергии СКЭС. При ожидаемых масштабах различного рода производственных процессов, связанных с созданием СКЭС, решающим фактором выбора той или иной системы преобразования солнечной энергии будет, вероятно, стоимость единицы вырабатываемой ею мощности излучения:

$$\bar{C} = C/N_{\text{изл}} = c\gamma\bar{S}, \quad (2.9)$$

где  $c$  — удельная (на единицу массы) стоимость системы, руб/кг;  $\gamma$  — удельная (на единицу площади лучевоспринимающих поверхностей) масса системы, кг/м<sup>2</sup>.

С учетом приведенных выше выражений для  $\bar{S}$ ,  $\eta_{\text{с.п}}$  и  $\eta_{\text{прод}}$  соотношение (2.9) можно записать в виде

$$\bar{C} = c\gamma/E_{\bar{C}}\bar{\eta}_{c.п} \left(1 - \frac{4}{3} \frac{T_{отв}^{+1}}{T_c}\right). \quad (2.10)$$

Анализ этого выражения показывает, что стоимость единицы мощности СКЭС будет зависеть прежде всего от экономичности систем преобразования солнечной энергии, определяемой технологией производства и сборки их элементов, ценой используемых материалов, стоимостью доставки одного килограмма груза на рабочую орбиту и т. д. Все эти факторы в уравнении (2.10) учитываются множителем  $c$ . Показатель  $\gamma$  учитывает конструктивное совершенство системы преобразования, а коэффициент  $\bar{\eta}_{c.п}$  зависит от количества ступеней преобразования и качества организации протекающих в них процессов.

Существенно, что все перечисленные показатели не являются независимыми друг от друга. Так, например, повышение эксергетического КПД системы  $\bar{\eta}_{c.п}$  часто связано с необходимостью использования более сложных преобразователей энергии, более дефицитных и дорогих материалов и т. п., что ведет к увеличению удельной стоимости системы  $c$ . Стремление уменьшить  $c$  при сохранении высокого значения  $\bar{\eta}_{c.п}$  за счет, например, применения концентраторов солнечного излучения может привести к увеличению удельной массы системы  $\gamma$  и т. д.

Таким образом, при выборе лучшей системы преобразования солнечной энергии для СКЭС необходимо учитывать многочисленные и во многом противоречивые требования. Наряду с отмеченными уже требованиями высокой энергетической эффективности, низких удельных стоимости и массы системы к их числу относятся:

- высокая надежность при длительном (десятки лет!) ресурсе работы;

- доступность исходных материалов в достаточном для изготовления элементов системы преобразования количестве и возможность организации их массового производства;

- приемлемые с точки зрения сроков окупаемости энергозатраты на создание системы преобразования;

- относительная простота транспортировки и сборки модулей системы в космосе (хорошая совместимость с транспортными и монтажными системами);

- минимальные расходы энергии и массы, связанные с управлением системой преобразования и передачи энер-

гии, включая ориентацию и стабилизацию станции в целом;

— удобство технического обслуживания в процессе длительной эксплуатации, в том числе возможность ремонта и замены отдельных блоков системы и т. п.

Имея в виду перечисленные требования, перейдем теперь к более подробному рассмотрению различных подсистем и элементов систем преобразования энергии СКЭС.

## **2.2. Концентраторы солнечного излучения и высокотемпературные источники тепла**

Применение концентраторов излучения в системах преобразования энергии СКЭС облегчает решение ряда проблем, связанных с созданием этих систем, а в некоторых случаях является необходимым условием их технической реализации. Объясняется это прежде всего тем, что низкий уровень плотности солнечного излучения в околоземном космосе либо не позволяет достичь высокой энергетической эффективности преобразователей, либо делает принципиально невозможным осуществление в них тех или иных физических процессов. Так, например, без концентрации солнечного излучения нельзя получить температуры, необходимые для реализации рабочих процессов в газотурбинных и термоэмиссионных преобразователях энергии, невозможно обеспечить инверсную населенность и генерацию излучения в лазерах с прямой солнечной накачкой и т. п. С другой стороны, использование концентраторов позволяет значительно улучшить удельные энергомассовые и стоимостные показатели систем преобразования энергии, снизить расход дефицитных материалов при их создании, увеличить ресурс работы, облегчить восстановление в процессе эксплуатации. Эти обстоятельства в совокупности и определяют перспективность и целесообразность применения систем концентрации солнечного излучения на СКЭС.

В общем случае система концентрации может быть определена как специальная оптическая система, предназначенная для улавливания и перераспределения в пространстве потока солнечного излучения с целью повышения его плотности до уровня, необходимого для дальнейшего эффективного использования.

Заметим, что данное определение указывает на качественное отличие целевого назначения гелиоконцентраторов

ров от фокусирующих оптических систем, предназначенных для получения изображения объектов.

Технически концентрацию можно осуществлять с помощью различных оптических элементов — зеркал, линз, световодов и пр., однако при высоких уровнях мощности концентрируемого излучения, характерных для СКЭС, практически целесообразно использовать лишь зеркальные отражатели.

Свойства систем концентрации солнечного излучения описывают геометрическими и оптическими характеристиками их отражающих поверхностей, а также массогабаритными, стоимостными и другими показателями. К системам концентрации предъявляются следующие основные требования:

- высокая отражательная способность в диапазоне длин волн спектра солнечного излучения в космосе;

- согласованность характеристик распределения сконцентрированного излучения с требуемыми для эффективной работы приемно-преобразующих устройств;

- минимальная удельная масса (масса на единицу площади отражающей поверхности);

- компактность в транспортировочном состоянии при простоте и надежности устройств, обеспечивающих сборку и развертывание системы концентрации на орбите;

- устойчивость элементов конструкции и оптических покрытий отражающих поверхностей к длительному воздействию факторов космической среды — глубокого вакуума, потоков частиц высоких энергий, метеоритов и пр.;

- низкая стоимость и простота изготовления и ремонта в условиях космоса.

Некоторые из перечисленных требований противоречивы, а потому при разработке систем концентрации приходится изыскивать компромиссные решения.

Основным энергетическим показателем концентратора солнечного излучения является коэффициент (степень) концентрации, или концентрирующая способность  $K$ , которая определяется как отношение средней плотности сконцентрированного излучения к плотности лучистого потока, падающего на отражающую поверхность при условии точной ориентации последней на Солнце.

Принципиально важным является вопрос о предельно возможной степени концентрации солнечного излучения. Согласно законам термодинамики и фотометрии [31], максимальная энергетическая освещенность приемной по-

верхности любой концентрирующей системы с углом раскрытия  $u_k$  не может превысить величину

$$E_F = \pi B \sin^2 u_k, \quad (2.11)$$

где  $B$  — энергетическая яркость источника излучения (предполагается, что источник излучает по закону Ламберта).

Средняя яркость солнечного излучения в пределах телесного угла, соответствующего видимому угловому радиусу Солнца  $\psi_c$ , определяется как

$$B_c = E_c / \pi \psi_c^2. \quad (2.12)$$

Тогда освещенность в фокусе оптически и геометрически идеального концентратора, согласно (2.11), может быть выражена в виде

$$E_F = (\sin^2 u_k / \psi_c) E_c, \quad (2.13)$$

а предельный коэффициент концентрации определится выражением

$$K_{\text{пред}} = \sin^2 u_k / \psi_c^2, \quad (2.14)$$

из которого видно, что он зависит лишь от апертуры (угла раскрытия) концентрирующей системы и углового размера источника излучения — Солнца.

При максимальном угле раскрытия  $u_k = 90^\circ$  в околоземном космическом пространстве ( $\psi_c = 16'$ )  $K_{\text{пред}} = 46\,160$ . Этому значению коэффициента концентрации соответствует предельная температура нагрева абсолютно черного тела, помещенного в фокусе концентратора:

$$T_{\text{пред}} = \sqrt[4]{K_{\text{пред}} E_c / \sigma} \approx 5770 \text{ К},$$

где  $\sigma = 5.672 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К}^4)$  — постоянная Стефана — Больцмана. Эта температура равна эффективной радиационной температуре Солнца, что находится в полном соответствии с законами термодинамики.

Концентрирующая способность реальных систем значительно ниже  $K_{\text{пред}}$ , но также определяется прежде всего геометрией концентратора и угловым радиусом солнечного диска. Существенное влияние на нее оказывает и отражательная способность зеркальной поверхности, особенно в случае многократных отражений, но эти фак-

торы можно разделить и говорить о геометрическом ( $K_r$ ) и энергетическом ( $K_e$ ) коэффициентах концентрации.

Выбор требуемой величины  $K_e$  и соответствующих ей типа и параметров концентрирующей системы определяется особенностями устройств, преобразующих солнечное излучение. Так, например, для фотоэлектрических преобразователей могут оказаться целесообразными низкие уровни концентрации излучения ( $K_e \leq 10$ ), хотя для достижения предельных значений их КПД необходима значительно более высокая концентрация, характеризуемая значениями  $K_e = (1.5 - 2.0) \cdot 10^3$ . Лазеры с солнечной накачкой и паротурбинные преобразователи требуют значений  $K_e \approx 10^2 - 10^3$ . Наиболее высокие требуемые уровни концентрации излучения ( $K_e \approx (2 - 8) \cdot 10^3$  и выше) характерны для газотурбинных и термоэмиссионных преобразователей. Таким образом, на СКЭС могут найти применение системы концентрации различных типов, которые с определенной условностью могут быть разделены на низкопотенциальные ( $K_e \leq 100$ ) и высокопотенциальные ( $K_e \geq 100$ ).

*Низкопотенциальные концентраторы солнечного излучения* могут быть двух основных видов — с криволинейной или прямолинейной образующей отражающей поверхности. Традиционными концентраторами первого вида являются параболоцилиндры, которые успешно используются в наземных солнечных установках, обеспечивая получение коэффициентов концентрации  $K_e \approx 20 - 40$ . Однако для применения на СКЭС более привлекательны концентраторы конической и клиновидной конфигурации, которые могут быть конструктивно объединены с приемно-преобразующими устройствами и позволяют использовать как прямое, так и отраженное солнечное излучение. Такие отражатели с параболической образующей, получившие название фоконов (фокусирующий конус) и фоклинов (фокусирующий клин), были впервые предложены в нашей стране и успешно применяются в настоящее время в гелиоэнергетике [9].

Фоконы и фоклины с параболической образующей обладают двумя основными положительными свойствами: они не требуют высокой точности изготовления зеркальной поверхности отражателя и, что особенно важно, сохраняют исходный уровень концентрации излучения при невысокой точности ориентации оси отражателя на Солнце. В стационарных условиях они могут эффективно работать, оставаясь в течение длительного времени неподвижными по

отношению к светилу. Последнее обстоятельство предопределяет, в частности, целесообразность применения фоклинов на стационарных СКЭС, располагаемых на Луне, где мало наклонение экваториальной плоскости к плоскости эклиптики. Так, фоклин с большим отношением длины к глубине и  $\alpha=2^\circ$  может работать на Луне в неподвижном состоянии почти весь световой день, обеспечивая коэффициент концентрации  $K_{\text{фл}} > 20$ .

Основным недостатком фоконов и фоклинов с параболической образующей является значительная неравно-

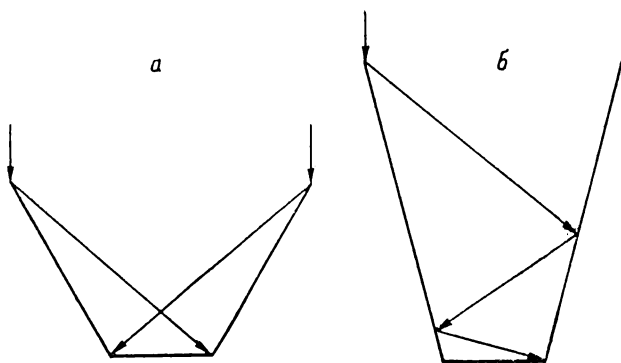


Рис. 2.3. Схема плоского фоклина с одно- (а) и многократным (б) отражением.

мерность распределения плотности сконцентрированного излучения, усиливающаяся при неточной ориентации отражателя на Солнце. Эта неравномерность относительно слабо влияет на работу систем с тепловыми преобразователями солнечной энергии, где фоконы, например, могут успешно применяться в качестве вторичных концентраторов излучения, но препятствует эффективному применению таких фоклинов и фоконов в системах с фотоэлектрическими преобразователями, которые требуют равномерной освещенности.

Указанный недостаток существенно в меньшей степени проявляется в отражателях с прямолинейными образующими или так называемых плоских фоклинах, однако такие концентраторы при однократном отражении солнечного излучения (рис. 2.3, а) не позволяют получать степени концентрации  $> 3$ , что в некоторых случаях не обеспечивает требуемых характеристик системы преобразования энергии СКЭС.

Более высокой концентрирующей способностью обладают плоские фоклины с многократным отражением солнечного излучения (рис. 2.3, б). Анализ показал, что при коэффициентах концентрации порядка 2—5, характерных для систем с пассивно охлаждаемыми фотопреобразователями, плоские фоклины вполне конкурентоспособны по отношению к параболоцилиндрическим с точки зрения массогабаритных показателей и имеют очевидные преимущества в отношении равномерности распределения

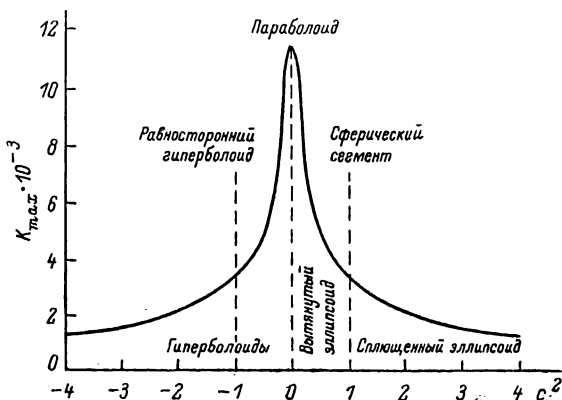


Рис. 2.4. Теоретическая концентрирующая способность зеркал различной конфигурации.

сконцентрированного излучения по лучевоспринимающей поверхности. Последнее обстоятельство имеет очень важное значение для обеспечения высоких энергоэкономических показателей системы преобразования солнечной энергии.

Снижение интегрального коэффициента концентрации при неточной ориентации на Солнце в системах с плоскими фоклинами проявляется сильнее, чем в системах с параболоцилиндрическими, однако и в этом случае плоские отражатели обеспечивают значительно более высокую равномерность облучения приемной поверхности. Кроме того, за счет увеличения ширины отражающих плоскостей фоклина можно добиться практически равномерного распределения облученности при неточной ориентации.

Высокопотенциальные системы концентрации должны иметь конфигурацию, близкую к форме поверхностей

вращения второго порядка — параболоида, эллипсоида, гиперboloида или полусферы. Только в этом случае может быть достигнута плотность излучения, в сотни и тысячи раз превышающая солнечную постоянную. Для каждой из названных поверхностей вращения существуют оптимальные параметры идеального зеркала, обеспечивающие максимальное значение геометрического коэффициента концентрации.

На рис. 2.4 представлена зависимость  $K_{г\max}$  от параметра  $c$ , являющегося показателем формы поверхности (в случае эллипсоида, например,  $c$  — отношение его полуосей). График отчетливо демонстрирует преимущество параболоидной конфигурации перед другими формами по величине концентрирующей способности. Именно этим в основном и определяется широкое применение параболоидных отражателей в различных гелиотехнических системах, так как даже при возможных отступлениях от проектной конфигурации, обусловленных конструктивными, технологическими и эксплуатационными факторами, они обеспечивают получение весьма высоких плотностей лучистых потоков в околофокальной зоне.

Максимальная степень концентрации, которую может обеспечить идеальный параболоидный отражатель в околоземном космосе при оптимальном значении угла раскрытия, равном  $45^\circ$ , составляет приблизительно 11 300. Реальные концентраторы не обеспечивают таких высоких значений коэффициента концентрации из-за различных неточностей отражающей поверхности. Оптимальный угол раскрытия реальных параболоидных концентраторов, определенный с учетом локальных угловых отклонений отдельных элементов зеркальной поверхности от точной конфигурации, близок к  $60^\circ$ .

При характерных для тепловых СКЭС диаметрах параболоидных концентраторов, составляющих сотни метров или километры, они в большинстве случаев должны состоять из множества отдельных элементов — фацет. Фацеты могут иметь различную форму отражающей поверхности — параболоидную, сферическую или плоскую, однако с учетом специфики создания и эксплуатации СКЭС плоская конфигурация будет, вероятно, наиболее предпочтительной. Общее количество фацет в одном концентраторе может составлять десятки тысяч. В этих условиях особенно сложной является проблема юстировки фацет и согласованного управления ими в процессе эксплуата-

Таблица 2.1

## Свойства полимерных пленок

Пленка	Коэффициент термического расширения, $10^{-5}/K$	Плот- ность, г/см <sup>3</sup>	Предел прочности на растя- жение, МПа	Максималь- ная рабочая температура, К
Полиимидная пленка (каптон)	2.5	1.42	172.5	623
Майлар	5.3	1.38	172.5	423
Поликарбонатная пленка (лексан)	3.8	1.20	62.1	408
Тефлон FEP	8—10	2.15	20.7	473
Тефлон PFA	7—10	2.15	48.3	533
Полисульфон	3.1	1.24	82.8	423
Парилен	3.5	1.12	48.3	623

ции СКЭС. Решить эту проблему можно будет, видимо, лишь на основе методов, разрабатываемых для адаптивных оптических систем, с использованием мощных ЭВМ.

В качестве материала отражателей систем концентрации солнечного излучения СКЭС предполагается использовать металлизированные полимерные пленки различного химического состава. Свойства некоторых из них приведены в табл. 2.1. Наиболее перспективными для применения на СКЭС являются пленки марок майлар и каптон.

Лучшим материалом отражающего покрытия является алюминий, который имеет наиболее высокий интегральный коэффициент отражения в диапазоне длин волн солнечного спектра в космосе. Для защиты алюминия от внешних воздействий на него должно быть нанесено специальное защитное покрытие, роль которого может выполнять тонкая полимерная пленка, например из каптона, либо пленки окиси кремния, двуокиси алюминия и др. Такие покрытия способны обеспечить низкий уровень деградации коэффициента отражения в условиях длительной космической эксплуатации (не более 10 % за 5—10 лет).

Для придания отражающей пленке плоской формы она должна быть натянута на силовой каркас, изготовленный из легкого материала — алюминия или углепласта. В процессе эксплуатации натяжение пленки может регулироваться.

Параболоидная форма пленочного отражателя может быть обеспечена путем наддува замкнутого объема с последующим отверждением пленки или без него.

В целом можно заключить, что применение пленочных концентраторов в системах преобразования энергии СКЭС будет способствовать улучшению удельных энергоэкономических показателей последних, но одновременно потребует решения ряда достаточно сложных проблем, связанных с созданием таких гигантских отражателей и управлением ими.

Сконцентрированное солнечное излучение может быть использовано для высокотемпературного нагрева рабочих тел в тепловых системах преобразования энергии СКЭС. Нагрев осуществляется в специальных устройствах — приемниках лучистой энергии, которые в сочетании с концентратором образуют систему, получившую название «солнечный высокотемпературный источник тепла» (СВИТ) [24].

Наиболее распространенным типом приемников СВИТ являются так называемые приемники с поверхностным поглощением. В таких приемниках излучение поглощается поверхностью твердого тела, что приводит к повышению температуры последнего. Дальнейшие процессы переноса энергии зависят от схемы приемника и условий теплоотвода. Во всех случаях, однако, имеют место процессы теплопроводности через лучепоглощающую стенку, а также отражения и теплового излучения с поверхности, воспринимающей солнечную радиацию.

Тепло в приемниках с поверхностным поглощением может отводиться однофазным теплоносителем (приемники с конвективным теплоотводом), кипящим теплоносителем (приемники-парогенераторы) или испаряющимся теплоносителем (приемники типа тепловой трубы). Кроме того, тепло может непосредственно подводиться к термоэмиссионному или другому преобразователю тепловой энергии, если последний конструктивно объединен с приемником.

По организации взаимодействия излучения с лучевоспринимающей поверхностью приемники можно подразделить на приемники открытого и закрытого (полостного) типов. В приемниках открытого типа (рис. 2.5, а—в) плотность падающего на поверхность теплопередающей стенки лучистого потока однозначно определяется характеристиками распределения сконцентрированного излучения, в то время как в приемниках закрытого типа (рис. 2.5, г, д) она зависит также от переотражения солнечного излучения и от собственного излучения нагретых стенок.

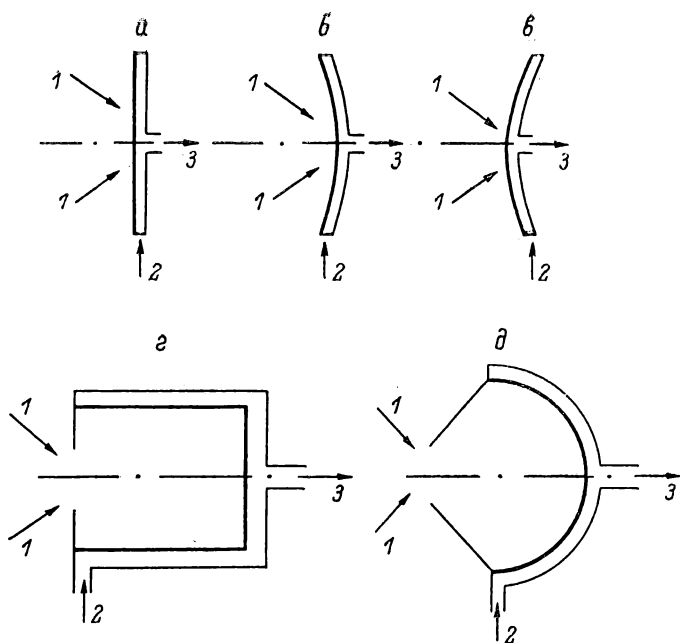


Рис. 2.5. Схемы приемников с поверхностным поглощением.

*a* — плоский; *б* — вогнутый; *в* — выпуклый; *г* — полостной цилиндрический; *д* — полостной полусферический. 1 — солнечное излучение; 2, 3 — ввод и вывод теплоносителя.

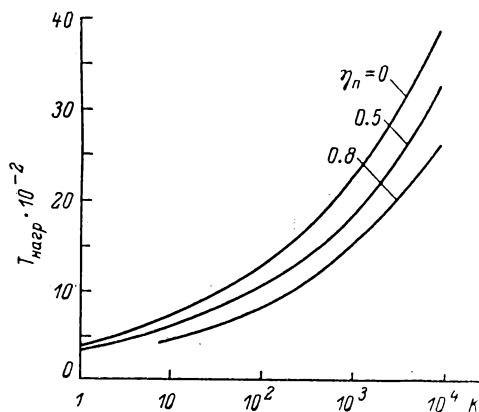


Рис. 2.6. Зависимость температуры нагрева приемника от уровня концентрации солнечного излучения.

Основные потери энергии в приемниках также связаны с отражением и собственным излучением их лучевоспринимающих поверхностей, вследствие чего общая энергетическая эффективность (КПД) приемника в значительной степени зависит от организации процессов лучистого обмена. Именно этим обусловлена целесообразность использования в СВИТ полостных приемников, обладающих значительно более высокой эффективной поглощательной способностью  $\bar{\alpha}_n$  по сравнению с приемниками открытого типа. У полостных приемников выше и эффективная излучательная способность  $\bar{\epsilon}_n$ , что несколько снижает их преимущества. Тем не менее потери, связанные с отражением, обычно преобладают над потерями из-за теплового излучения, вследствие чего полостные конструкции в целом оказываются предпочтительнее.

Рабочая температура приемника СВИТ определяется степенью концентрации солнечного излучения, эффективными значениями поглощательной и излучательной способности приемника и его КПД  $\eta_n$ :

$$T_n = [(\bar{\alpha}_n - \eta_n) K_\odot E_\odot / \bar{\epsilon}_n \sigma]^{0.25},$$

где  $E_\odot$  — солнечная постоянная;  $\sigma$  — постоянная Стефана—Больцмана.

На рис. 2.6 представлены кривые, характеризующие изменение рабочей температуры в зависимости от коэффициента концентрации при различных значениях  $\eta_n$  для приемника со свойствами абсолютно черного тела ( $\bar{\alpha}_n = \bar{\epsilon}_n = 1$ ). Из рисунка видно, что для получения температур порядка 1000—2000 К при КПД приемника, равном 0.8, требуемая степень концентрации солнечного излучения составляет от нескольких сот до нескольких тысяч. Такие уровни концентрации на СКЭС можно обеспечить лишь с помощью отражателей квазипараболоидной конфигурации.

### 2.3. Преобразователи тепловой энергии солнечного излучения

Как уже отмечалось, на СКЭС могут использоваться различные преобразователи тепловой энергии, получаемой с помощью солнечных высокотемпературных источников тепла. Все они могут быть разделены на две основные группы — тепломеханические и теплоэлектрические преобразователи.

В тепломеханических преобразователях тепловая энергия подводится к рабочему телу, находящемуся в газообразном или жидком состоянии, и превращается в механическую энергию в газовом или парожидкостном цикле. Механическая энергия в дальнейшем может быть преобразована в электрическую с помощью машинного электрогенератора.

Теплоэлектрические преобразователи можно разделить на две подгруппы. К первой из них относятся статические преобразователи, в которых превращение тепла в электроэнергию осуществляется за счет различных физических эффектов в твердом теле. К числу таких эффектов относятся термоэлектронная эмиссия, термоэлектрические явления, а также термодизлектрические и термомагнитные эффекты. Вторую подгруппу образуют динамические преобразователи, среди которых наибольший интерес для космической энергетики представляют магнито- и электрогазодинамические генераторы. В преобразователях этих типов тепловая энергия используется для ионизации и разгона рабочего тела, взаимодействие которого с магнитным или электростатическим полем приводит к генерации электрической энергии.

Имея в виду, что важнейшим требованием к системам преобразования энергии СКЭС является требование высокой энергетической эффективности, рассмотрим преобразователи тепловой энергии прежде всего с этой точки зрения.

Эксергетический КПД  $\eta_{\text{пр}}$ , характеризующий энергетическое совершенство преобразователей тепловой энергии солнечного излучения, определяется произведением относительного КПД цикла Карно  $\eta_K$  в диапазон максимальной  $T_{\text{гmax}}$  и минимальной  $T_{\text{хmin}}$  рабочих температур преобразователя и так называемого коэффициента использования  $\eta_o$ , учитывающего все необратимые потери энергии в процессе преобразования, т. е.

$$\eta_{\text{пр}} = \eta_K \eta_o. \quad (2.15)$$

В этом выражении

$$\eta_K = (1 - T_{\text{хmin}}/T_{\text{гmax}})/(1 - T_{\text{отв}}/T_{\text{с}}), \quad (2.16)$$

$$\eta_o = \eta_{\text{от}} \eta_{\text{от}}, \quad (2.17)$$

где  $\eta_{\text{от}}$  — относительный термический КПД, который характеризует потери, связанные с особенностями рабочего

тела и цикла преобразователя;  $\eta_{oi}$  — относительный внутренний КПД, который учитывает необратимые потери энергии в элементах преобразователя, обусловленные их техническим несовершенством.

Из выражений (2.15)—(2.17) следует, что высокая энергетическая эффективность преобразователей тепловой энергии солнечного излучения может быть достигнута либо за счет расширения диапазона их рабочих температур, приводящего к росту  $\eta_K$ , либо путем повышения коэффициента использования  $\eta_e$ .

Однако в системах преобразования энергии СКЭС увеличение максимальной температуры подвода тепла связано с необходимостью повышения степени концентрации солнечного излучения (рис. 2.6), что в свою очередь требует повышения геометрической точности отражающей поверхности (приближения ее к идеальной исходной конфигурации) и точности наведения концентратора на Солнце. Следствием этого является необходимость увеличения жесткости и массы системы концентрации, а также расхода мощности и рабочих тел в исполнительных органах системы ориентации отдельных отражателей и зеркала в целом.

С другой стороны, нужно учитывать, что отвод тепла в космосе возможен только за счет излучения, а площадь теплоизлучающих поверхностей, согласно закону Стеффана—Больцмана, обратно пропорциональна четвертой степени температуры теплоотвода. Отсюда следует, что снижение минимальной рабочей температуры преобразователя тепловой энергии должно приводить к значительному увеличению размеров и массы холодильника-излучателя, являющегося одним из наиболее тяжелых элементов системы преобразования (30—40 % от общей массы).

Таким образом, повышение энергетической эффективности преобразователей тепловых СКЭС за счет увеличения  $\eta_K$  приводит к возрастанию удельной массы и стоимости системы преобразования в целом, усложняет ее эксплуатацию, а следовательно, возможно лишь в весьма ограниченных пределах. Поэтому лучшими преобразователями тепловой энергии для СКЭС являются те, которые при умеренных значениях  $\eta_K$  имеют высокую внутреннюю эффективность, характеризуемую коэффициентом  $\eta_e$ . С учетом этого обстоятельства и следует производить сравнительную оценку преобразователей различных типов.

При характерных для СКЭС уровнях мощности и ресурсах наиболее подходящими из числа тепломеханических преобразователей являются газо- и паротурбинные преобразователи замкнутых схем, работающие соответственно по циклам Брайтона и Ренкина. Удельные энергетические показатели таких преобразователей улучшаются с ростом их мощности: проявляется так называемый «масштабный эффект», обусловленный снижением относительной величины необратимых потерь энергии в элементах установок (растет  $\eta_{oi}$ ). При средних значениях температур подвода тепла к рабочему телу преобразователей порядка 1000—1200 К их КПД может достигать 25—30 % и более. Технология производства мощных (сотни мегаватт) турбоагрегатов хорошо развита, их создание не связано с использованием большого количества дефицитных материалов, удельная стоимость относительно низка.

В газотурбинных преобразователях (ГТП) космического назначения, работающих по циклу Брайтона, в качестве рабочих тел используют инертные газы и их смеси. Следствием этого являются исключение фазовых превращений рабочего тела в цикле преобразования энергии и практически полное отсутствие его эрозионного и коррозионного воздействия на элементы конструкции преобразователя. Указанные факторы в сочетании с относительной простотой регулирования мощности, возможностью использования надежных и износостойких газовых подшипников, обеспечивающих длительный ресурс работы вращающихся агрегатов, легкостью запуска и некоторыми другими положительными свойствами ГТП и обуславливают определенный интерес к ним как преобразователям тепловой энергии для СКЭС.

Структурно-поточная схема ГТП и  $T-S$ -диаграмма цикла Брайтона с регенерацией тепла изображены на рис. 2.7. В замкнутом контуре преобразователя протекают следующие процессы: изобарный подвод тепла от приемника лучистой энергии СВИТ  $j-a$ ; политропическое расширение газа на турбине  $a-b$ , изобарный отвод тепла в рекуператоре  $b-c$  и к холодильнику-излучателю  $c-d$ ; политропическое сжатие газа в компрессоре  $d-e$  и его нагрев в рекуператоре  $e-f$ .

Неизотермичность подвода и отвода тепла в цикле преобразования энергии, затрата значительной доли мощности турбины на привод компрессора, большие потери

давления рабочего тела в теплообменниках и других элементах ГТП — все это приводит к тому, что коэффициент использования  $\eta_o$  у преобразователей этого типа обычно не превышает 0.3—0.4. Следовательно, для получения высоких значений эффективного КПД преобразователя и системы в целом необходимо увеличивать перепад температур в цикле, что связано с отмеченными уже негативными последствиями. Это является основным недостатком

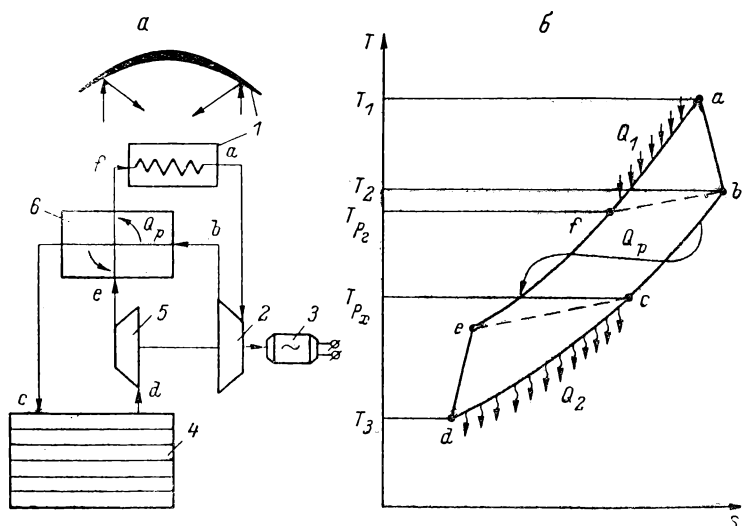


Рис. 2.7. Структурно-иточная схема (а) и цикл (б) газотурбинного преобразователя тепловой энергии.

1 — СВИТ; 2 — турбина; 3 — электрогенератор; 4 — холодильник-излучатель; 5 — компрессор; 6 — регенератор.

ГТП с точки зрения требований, предъявляемых к элементам систем преобразования энергии СКЭС.

В паротурбинных преобразователях (ПТП) значительная часть тепла подводится и отводится в изотермических процессах фазовых переходов рабочего тела из жидкого состояния в парообразное, что значительно повышает их относительный термический КПД  $\eta_{ot}$ . Данное обстоятельство в сочетании со сравнительно малыми затратами мощности турбины на привод насоса, который осуществляет повышение давления и прокачку рабочего тела в контуре, определяет возможность получения в ПТП, реализующих цикл Ренкина, более высоких значений коэффициента использования  $\eta_o=0.5-0.6$ . Соответственно в преобразо-

вателях этого типа при относительно низких средних значениях температуры теплоподвода (до 1000 К) и умеренных перепадах температур могут быть достигнуты достаточно большие значения эффективного КПД (20—30 %), возрастающие при увеличении мощности установки. Этим и обусловлены основные преимущества ПТП перед преобразователями, работающими по циклу Брайтона.

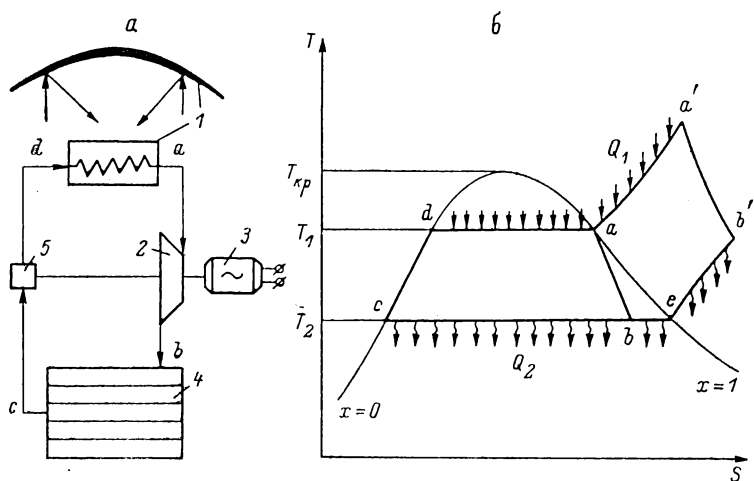


Рис. 2.8. Структурно-поточная схема (а) и цикл (б) паротурбинного преобразователя тепловой энергии с жидкометаллическим рабочим телом.

1 — СВИТ; 2 — турбина; 3 — электрогенератор; 4 — холодильник-излучатель; 5 — насос.

Эффективность ПТП в значительной степени зависит от свойств рабочего тела, в качестве которого могут использоваться вода, жидкие металлы и органические соединения.

Вода при умеренных температурах подвода тепла имеет слишком большое давление насыщенного пара, что неприемлемо с точки зрения требований к массогабаритным показателям и надежности систем преобразования энергии СКЭС.

Жидкие металлы обладают превосходным сочетанием термодинамических и теплофизических свойств, обеспечивающих высокие значения относительного термического КПД ПТП и компактность элементов теплообменного оборудования.

На рис. 2.8 представлены структурно-поточная схема ПТП и диаграмма цикла Ренкина на щелочных металлах. Характерной особенностью таких ПТП является возможность их реализации в одноконтурном исполнении. Обусловлено это тем, что высокие значения коэффициентов теплоотдачи щелочных металлов исключают необходимость введения дополнительных жидкостных контуров для передачи тепла от СВИТ или к холодильнику-излучателю, как это приходится делать в системах с ГТП из-за низкой интенсивности теплообмена между газом и поверхностями соответствующих устройств.

Для ПТП в общем случае возможны два режима работы — на влажном и на сухом паре. В зависимости от вида рабочего тела работа на сухом паре может осуществляться с перегревом или без него. В жидкометаллических ПТП (рис. 2.8) при работе турбин на влажном паре цикл наиболее близок к циклу Карно и состоит из двух изотерм ( $d-a$  и  $b-c$ ) и двух политроп ( $c-d$  и  $a-b$ ). Линии, характеризующие отдельные процессы в цикле, не выходят за пределы линии насыщения пара (линия  $x=1$  на рис. 2.8, б). В этом случае относительный термический КПД преобразователя  $\eta_{oi}$  близок к единице, но трудно обеспечить высокую энергетическую эффективность и надежность турбины, работающей в парах щелочных металлов.

Чтобы турбина работала на сухом паре, осуществляют его перегрев по изобаре  $a-a'$  (рис. 2.8, б). Расширение пара на турбине происходит по политропе  $a'-b'$ , а отвод тепла — по изобаре  $b'-e$  и замыкающей цикл изотерме  $e-c$ . КПД и надежность турбины в данном случае будут выше, чем при ее работе на влажном паре, но понижается относительный термический КПД цикла и возрастает температура подвода тепла, а следовательно, ужесточаются требования к СВИТ, что нежелательно. С учетом этого обстоятельства для систем преобразования энергии СКЭС предпочтение может быть отдано жидкометаллическим ПТП на влажном паре, использующим в качестве рабочего тела щелочные металлы, например калий или цезий. Их эффективный КПД должен быть приблизительно таким же, как и у ГТП, т. е. достигать 25—30 %, но при меньшем перепаде температур, обеспечивающем лучшие массогабаритные показатели системы преобразования в целом.

Основные недостатки жидкометаллических ПТП связаны с агрессивностью щелочных металлов по отношению к конструкционным материалам, их токсичностью,

взрыво- и пожароопасностью, что затрудняет обеспечение требуемой надежности, ресурса и безопасности эксплуатации системы преобразования энергии СКЭС.

Более перспективными в этом отношении могут оказаться ПТП с органическими рабочими телами (ОРТ). Низкое давление насыщенных паров при достаточно высоких температурах кипения, хорошая совместимость с конструкционными материалами, нетоксичность и взрывобезопасность являются теми основными свойствами ОРТ, которые обеспечивают им преимущества перед водой и жидкими металлами и способствовали успешному развитию работ по созданию ПТП с ОРТ для космических энергоустановок.

Наряду с отмеченными достоинствами рассмотренным тепломеханическим преобразователям энергии присущ и ряд недостатков, которые ограничивают возможности их применения на СКЭС. Так, в частности, наличие массивных вращающихся агрегатов и циркуляция больших масс рабочего тела в контурах преобразователей затрудняют точную ориентацию системы на Солнце. При работе турбогенераторов могут возникать вибрации, которые усложнят управление СКЭС в целом. Трудно решается проблема создания герметичных уплотнений с большим ресурсом работы, особенно для жидкометаллических ПТП, и т. д.

Эти недостатки в значительной мере не свойственны теплоэлектрическим преобразователям энергии, особенно статическим, однако для большинства из них характерны низкие значения эффективного КПД, что является весьма критичным с точки зрения требований к преобразователям энергии СКЭС. Определенное исключение в этом отношении составляют термоэмиссионные преобразователи энергии, работы по созданию которых получили в последние годы существенное развитие.

В *термоэмиссионных преобразователях* (ТЭП) осуществляется прямое преобразование тепловой энергии в электрическую на основе эффекта термоэлектронной эмиссии. Сущность этого эффекта, как известно, состоит в том, что при нагреве металла до достаточно высокой температуры значительная часть его свободных электронов приобретает энергию, при которой они способны покинуть поверхность металла. Принципиально ТЭП (рис. 2.9) состоит из двух близко расположенных металлических пластин — катода (или эмиттера) и анода (или коллектора), соеди-

ненных через нагрузку внешней электрической цепью. Поверхность катода, имеющего значительно более высокую температуру, чем анод, эмиттирует электроны, которые, пересекая межэлектродный зазор, попадают на анод, а затем через внешнюю цепь возвращаются на катод, совершив полезную работу на нагрузке [39].

При работе ТЭП в его межэлектродном зазоре образуется пространственный заряд с отрицательным потенциалом, для преодоления которого электроны должны иметь избыток кинетической энергии. С целью снижения или устранения влияния пространственного барьера в межэлектродный зазор вводятся ионизированные пары щелочного металла — цезия. Для этого вакуумированная полость электродов соединяется с подогреваемым резервуаром, содержащим жидкий цезий.

Для поддержания требуемой температуры катода к нему от СВИТ должна непрерывно подводиться тепловая мощность высокой плотности. Подводимое тепло компенсирует унос энергии электронами (так называемое «электронное охлаждение»), а также потери тепла излучением на анод и теплопроводностью через токопроводы. Испускаемые катодом электроны и излучение нагревают анод, который при высокой температуре также способен эмиттировать электроны. Их попадание на катод приводит к уменьшению тока во внешней цепи. Поэтому тепло от анода должно постоянно отводиться для поддержания более низкой, чем у катода, температуры.

С другой стороны, нужно учитывать, что основные необратимые потери энергии в ТЭП связаны с лучистым теплообменом между катодом и анодом. Для их уменьшения температура анода не должна быть много ниже температуры катода, а следовательно, возможности повышения эффективного КПД ТЭП за счет снижения темпе-

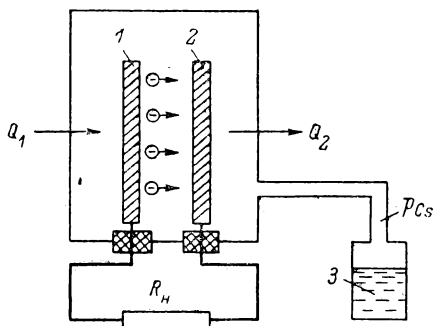


Рис. 2.9. Принципиальная схема термоэмиссионного преобразователя энергии. 1 — катод; 2 — анод; 3 — обогреваемый резервуар с цезием.

ратуры отвода тепла (т. е. повышения КПД Карно) ограничены.

Характерные значения температуры катода ТЭП составляют 1700—2000 К, а температуры анода 900—1000 К. Значение коэффициента использования  $\eta_e$  в этом температурном диапазоне для перспективных конструкций ТЭП достигает 0.4—0.5.

Высокий уровень температуры подвода тепла затрудняет применение ТЭП в системах преобразования энергии

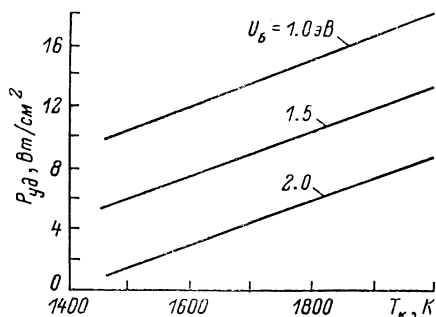


Рис. 2.10. Зависимость удельной мощности ТЭП от температуры катода при различных значениях «барьерного индекса».

СКЭС из-за чрезмерно высоких требований к точностным характеристикам концентраторов солнечного излучения и связанного с этим увеличения их массы. Однако этот недостаток частично компенсирует высокая температура теплоотвода, позволяющая существенно снизить размеры и массу холодильника-излучателя.

Одна из главных проблем совершенствования ТЭП с целью улучшения перспектив их применения в системах преобразования энергии СКЭС — снижение рабочей температуры катода при сохранении высоких значений КПД и удельной мощности преобразователя. Путь к решению этой проблемы связан с созданием коллекторов, имеющих работу выхода электронов около 1 эВ, и уменьшением энергетических потерь в межэлектродном зазоре. В результате решения этих двух задач «барьерный индекс»  $U_b$  (сумма потерь в плазме и работы выхода коллектора) должен быть снижен до 1.5 эВ в преобразователях второго поколения против 2 эВ в существующих преобразователях первого поколения. В дальнейшем (в преобразователях третьего поколения) предполагается снизить барьерный индекс до 1 эВ. Рис. 2.10 иллюстрирует влияние  $U_b$  на зависимость удельной мощности ТЭП от температуры катода [58]. Снижение рабочей температуры ТЭП позволяет также значительно увеличить ресурс их работы, расширяет возможности использования разнообразных элект-

тродных материалов с заданными эмиссионными и адсорбционными свойствами и т. д. Для уменьшения «барьерного индекса» используются различные методы; одним из наиболее перспективных среди которых является геометрическое развитие поверхностей электродов.

Рассматриваются возможности применения и других типов термоэлектрических преобразователей на СКЭС, в частности термоэлектрических и магнитогазодинамических [78, 112]. Однако низкий достигнутый уровень КПД этих преобразователей не дает оснований считать их достаточно перспективными в данном случае.

## 2.4. Фотоэлектрические преобразователи солнечной энергии

Наиболее эффективными с энергетической точки зрения устройствами для превращения солнечной энергии в электрическую являются полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи (ФЭП). Их предельный теоретический КПД соответствует теоретическому пределу для преобразователей солнечной энергии и, согласно уравнению (2. 8), определяется как

$$\eta_{\text{ФЭП}}^{\text{пред}} \approx 1 - \frac{4}{3} \frac{T_{\text{ФЭП}_0}}{T_{\text{с}}}, \quad (2. 18)$$

где  $T_{\text{ФЭП}_0}$  — равновесная температура ФЭП в космическом пространстве.

При характерной для ФЭП равновесной температуре порядка 300—350 К  $\eta_{\text{ФЭП}}^{\text{пред}}$  превышает 90 %. Это означает, что, если в результате оптимизации структуры и параметров преобразователя, направленной на снижение необратимых потерь энергии, удастся поднять его эксергетический КПД  $\eta_e$  до значений 0.5—0.6, эффективный КПД ФЭП  $\eta_{\text{ФЭП}} = \eta_e \eta_{\text{ФЭП}}^{\text{пред}}$  достигнет 50 % и более, т. е. существенно превысит эффективный КПД любого из рассмотренных выше преобразователей тепловой энергии солнечного излучения.

Теоретические исследования [30] и практические разработки [3, 35, 43] в области фотоэлектрического преобразования солнечной энергии подтвердили возможность реализации столь высоких значений КПД с ФЭП и определили основные пути достижения этой цели.

Преобразование энергии в ФЭП основано на фотовольтаическом эффекте, который возникает в неоднородных полупроводниковых структурах при воздействии на них солнечного излучения. Неоднородность структуры ФЭП может быть получена легированием одного и того же полупроводника различными примесями (создание  $p-n$ -переходов) или путем соединения различных полупроводников с неодинаковой шириной запрещенной зоны (создание гетеропереходов), или же за счет изменения химического состава полупроводника, приводящего к появлению градиента ширины запрещенной зоны (создание варизонных структур). Возможны также различные комбинации перечисленных способов. Эффективность преобразования зависит от электрофизических характеристик неоднородной полупроводниковой структуры, а также оптических свойств ФЭП, среди которых наиболее важную роль играет фотопроводимость, обусловленная явлениями внутреннего фотоэффекта в полупроводниках при облучении их солнечным светом.

Принцип работы ФЭП можно пояснить на примере преобразователей с  $p-n$ -переходом, которые наиболее широко применяются в современной космической энергетике. Схема ФЭП с  $p-n$ -переходом изображена на рис. 2.11. Электронно-дырочный переход создается путем легирования пластинки монокристаллического полупроводникового материала с определенным типом проводимости (т. е.  $p$ - или  $n$ -типа) примесью, обеспечивающей создание поверхностного слоя с проводимостью противоположного типа. Концентрация легирующей примеси в этом слое должна быть значительно выше, чем концентрация примеси в базовом материале, чтобы нейтрализовать имеющиеся там основные свободные носители заряда и создать проводимость противоположного знака. У границы  $n$ - и  $p$ -слоев в результате перетечки зарядов образуются обедненные зоны с нескомпенсированным объемным положительным зарядом в  $n$ -слое и объемным отрицательным зарядом в  $p$ -слое. Эти зоны в совокупности и образуют  $p-n$ -переход (рис. 2.11, б).

Возникший на переходе потенциальный барьер (контактная разность потенциалов) препятствует прохождению основных носителей заряда, т. е. электронов со стороны  $n$ -слоя и дырок со стороны  $p$ -слоя, но беспрепятственно пропускает неосновные носители в противоположных направлениях. Это свойство  $p-n$ -перехода и опре-

делает возможность получения фото-ЭДС при облучении ФЭП солнечным светом.

Созданные светом в обоих слоях ФЭП неравновесные носители заряда (электронно-дырочные пары) разделяются на  $p$ — $n$ -переходе: неосновные носители свободно

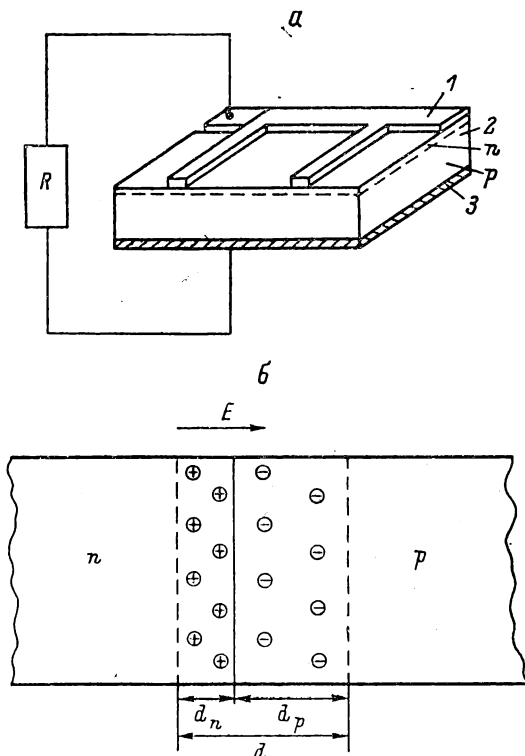


Рис. 2.11. Принципиальная схема ФЭП с  $p$ — $n$ -переходом (а) и структура перехода (б).

1 — передняя контактная сетка; 2 — полупроводниковая структура; 3 — тыльный контакт.

проходят через переход, а основные задерживаются, т. е. электроны переходят из  $p$ -слоя в  $n$ -слой, а дырки — в противоположном направлении. Таким образом, под действием солнечного излучения через  $p$ — $n$ -переход в обоих направлениях будет протекать ток неравновесных неосновных носителей заряда — фотоэлектронов и фотодырок, что как раз и нужно для работы ФЭП. Если теперь замкнуть внешнюю цепь (рис. 2.11, а), то электроны из  $n$ -слоя,

совершив работу на нагрузке, будут возвращаться в  $p$ -слой и рекомбинировать там с дырками, движущимися внутри ФЭП в противоположном направлении. Для сбора и отвода электронов во внешнюю цепь на поверхности полупроводниковой структуры ФЭП имеется контактная система. На передней, освещенной поверхности преобразователя контакты выполняются в виде сетки или гребенки (рис. 2.11,  $a$ ), а на тыльной могут быть сплошными.

Основные необратимые потери энергии в ФЭП связаны с отражением солнечного излучения от поверхности преобразователя, прохождением части излучения через ФЭП без поглощения в нем, рассеянием на тепловых колебаниях решетки избыточной энергии фотонов, рекомбинацией образовавшихся фотопар на поверхностях и в объеме ФЭП, внутренним сопротивлением преобразователя и некоторыми другими физическими процессами.

Для уменьшения всех видов потерь энергии в ФЭП разрабатываются и успешно применяются различные мероприятия. К их числу относятся:

- использование полупроводников с оптимальной для солнечного излучения шириной запрещенной зоны;

- направленное улучшение свойств полупроводниковой структуры путем ее оптимального легирования и создания встроенных электрических полей;

- переход от гомогенных к гетерогенным и варизонным полупроводниковым структурам;

- оптимизация конструктивных параметров ФЭП (глубины залегания  $p$ — $n$ -перехода, толщины базового слоя, частоты контактной сетки и др.);

- применение многофункциональных оптических покрытий, обеспечивающих просветление, терморегулирование и защиту ФЭП от космической радиации;

- разработка ФЭП, прозрачных в длинноволновой области солнечного спектра за краем основной полосы поглощения;

- создание каскадных ФЭП из специально подобранных по ширине запрещенной зоны полупроводников, позволяющих преобразовывать в каждом каскаде излучение, прошедшее через предыдущий каскад, и пр.

Существенного повышения КПД ФЭП удалось добиться за счет создания преобразователей с двухсторонней чувствительностью, применения люминесцентно переизлучающих структур, предварительного разложения сол-

нечного спектра на две или более спектральные области с помощью многослойных пленочных светоделителей (дихроичных зеркал) с последующим преобразованием каждого участка спектра отдельным ФЭП и т. д.

В системах преобразования энергии СКЭС в принципе могут быть использованы любые созданные и разрабатываемые в настоящее время типы ФЭП различной структуры на базе разнообразных полупроводниковых материалов, однако не все они удовлетворяют комплексу сформулированных выше требований к этим системам (см. раздел 2.1). Так, например, некоторые перспективные материалы трудно получить в необходимых для создания СКЭС количествах из-за ограниченности природных запасов исходного сырья и сложности его переработки, отдельные методы улучшения энергетических и эксплуатационных характеристик ФЭП, например за счет создания сложных структур, плохо совместимы с возможностями организации их массового производства при низкой стоимости и т. п.

Некоторое представление о требуемых темпах и объемах производства полупроводниковых ФЭП для системы преобразования энергии СКЭС электрической мощностью 8,6 ГВт (5 ГВт на Земле) дает табл. 2.2, из которой, в частности, следует, что для создания трех станций в год при

Таблица 2.2

Требуемые темпы производства ФЭП (м<sup>2</sup>/ч) [87]

КПД ФЭП, %	Число СКЭС в год		
	1	3	6
10	7270	21 815	43 630
15	4847	14 543	29 087
20	3635	10 908	21 815

Примечание. Предполагается, что процесс производства осуществляется без перерывов 24 ч в сутки в течение 365 дней в году со 100 %-ным выходом кондиционной продукции.

КПД ФЭП около 15 % необходимо обеспечить непрерывный (в течение года) выпуск преобразователей с производительностью около 15 000 м<sup>2</sup>/ч. Эта цифра сопоставима с современными показателями годового производства ФЭП во всем мире.

Такая высокая производительность может быть достигнута только при организации полностью автоматизированного производства ФЭП, например на основе ленточной технологии, и создании развитой сети специализированных предприятий соответствующего профиля, т. е. фактически целой отрасли промышленности, соизмеримой по масштабам с современной радиоэлектронной промышленностью.

В качестве наиболее вероятных материалов для фотоэлектрических систем преобразования солнечной энергии СКЭС в настоящее время рассматриваются кремний и арсенид галлия (GaAs), причем в последнем случае речь идет о гетерофотопреобразователях (ГФП) со структурой AlGaAs—GaAs.

ФЭП на основе GaAs, как известно, имеют более высокий, чем кремниевые ФЭП, теоретический КПД, так как ширина запрещенной зоны у них практически совпадает с оптимальной шириной запрещенной зоны полупроводниковых преобразователей солнечной энергии ( $\epsilon_{\text{гоpt}} = 1.4$  эВ). Реально достигнутые значения КПД ГФП на основе GaAs в настоящее время еще незначительны, превышают КПД лучших образцов кремниевых преобразователей, однако темпы и перспективы их увеличения являются весьма обнадеживающими (рис. 2.12, а) [116]. Предполагается, что КПД кремниевых ФЭП для СКЭС в 1985—1990 гг. может достичь 14—16 %, в то время как для ГФП ожидают получить КПД 18—20 % и более.

Вследствие высокого уровня поглощения солнечного излучения, определяемого прямыми оптическими переходами в GaAs, высокие КПД ФЭП на их основе могут быть получены при значительно меньшей по сравнению с кремнием толщине ФЭП (рис. 2.12, б). Принципиально достаточно иметь толщину ГФП 5—6 мкм для получения КПД порядка 20 %, тогда как толщина кремниевых элементов не может быть менее 50—100 мкм без заметного снижения их КПД. Это обстоятельство позволяет рассчитывать на создание легких пленочных ГФП, для производства которых потребуется сравнительно мало исходного материала, особенно если в качестве подложки удастся использовать не GaAs, а другой материал, например синтетический сапфир ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ).

Высокие значения КПД и малая толщина ГФП на основе GaAs создают предпосылки для существенного снижения размеров и массы СКЭС с преобразователями та-

кого типа, так как, например, уменьшение толщины ФЭП всего на 1 мкм при площади солнечных батарей (СБ) станции порядка 100 км<sup>2</sup> позволяет сэкономить 100 м<sup>3</sup> полупроводникового материала.

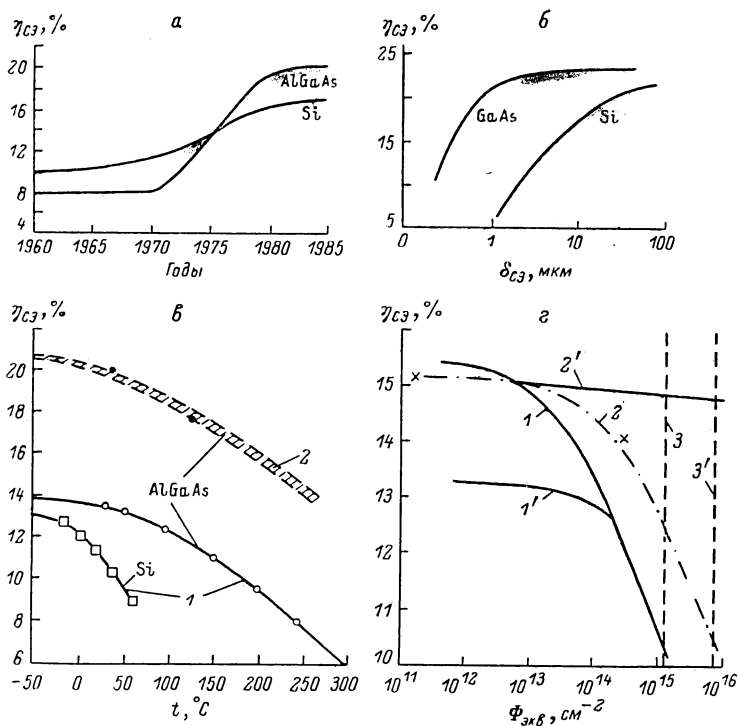


Рис. 2.12. Характеристики ФЭП на основе кремния и AlGaAs [116].

а — тенденция роста КПД; б — влияние толщины ФЭП на КПД; в — зависимость КПД от температуры (1 — экспериментальные данные; 2 — прогноз на 1985—1990 гг.); г — зависимость КПД от дозы проникающей радиации (1, 1' — ФЭП из кремния толщиной 250 и 100 мкм; 2, 2' — ФЭП из AlGaAs при температуре выше и ниже 150 °C соответственно; 3, 3' — плотность эквивалентного потока радиационного облучения за 5 и 30 лет функционирования на ГСО соответственно).

ГФП обладают также более благоприятными с точки зрения требований к преобразователям СКЭС эксплуатационными характеристиками по сравнению с кремниевыми ФЭП. Так, в частности, возможность достижения малых начальных значений обратных токов насыщения в  $p$ — $n$ -переходах благодаря большой ширине запрещен-

ной зоны позволяет свести к минимуму величину отрицательных температурных градиентов КПД и оптимальной мощности ГФП и, кроме того, существенно расширить область линейной зависимости последней от плотности светового потока. На рис. 2.12, в представлены экспериментальные зависимости КПД ФЭП от температуры. Здесь же изображена область прогнозируемого изменения КПД перспективных ГФП в том же интервале температур.

Указанные свойства позволяют использовать в системах преобразования энергии СКЭС на основе ГФП из GaAs концентраторы солнечного излучения, не применяя специальных систем отвода тепла от преобразователей, так как повышение равновесной температуры последних до 150—180 °С не приводит к существенному снижению их КПД и оптимальной удельной мощности.

Наконец, ГФП на основе GaAs значительно в меньшей степени, чем кремниевые ФЭП, подвержены разрушению потоками протонов и электронов высоких энергий вследствие высокого уровня поглощения света в GaAs, а также малых требуемых значений времени жизни и диффузионной длины неосновных носителей. Лишь протоны низких энергий ( $\leq 1$  МэВ), проникающие на глубину 1—2 мкм от поверхности преобразователя, могут привести к ухудшению его выходных характеристик, однако тонкое (5—15 мкм) защитное покрытие из сапфира или полимерного материала может почти полностью предотвратить радиационное разрушение ГФП. Кроме того, эксперименты показали, что значительная часть радиационных дефектов в ГФП на основе GaAs исчезает после их термоотработки (отжига) при температуре порядка 150—180 °С. На рис. 2.12, г представлены зависимости КПД ФЭП на основе Si и AlGaAs от плотности эквивалентной дозы электронов с энергией 1 МэВ. Здесь же отмечены вероятные дозы радиации при работе СКЭС на ГСО в течение 5 и 30 лет. Из графика следует, что если ГФП из GaAs будут постоянно работать при температуре порядка 150 °С, то степень радиационной деградации их КПД будет относительно небольшой на протяжении всего срока активного функционирования станций. Таким образом, в системах преобразования солнечной энергии СКЭС с ГФП на основе GaAs целесообразно применять концентрацию солнечного излучения и пассивное терморегулирование преобразователей с целью поддержания их температуры на уровне около 150 °С.

В системах с кремниевыми преобразователями для предотвращения радиационного разрушения необходимо использовать более толстые защитные покрытия (150—200 мкм), что приведет к дополнительному увеличению массы СКЭС. Отжиг же радиационных дефектов в кремнии происходит лишь при температуре 500 °С, которая существенно превышает допустимый уровень рабочих температур для ФЭП этого типа.

В целом можно заключить, что энергетические, массовые и эксплуатационные характеристики ГФП на основе GaAs в большей степени соответствуют требованиям к преобразователям СКЭС, чем характеристики кремниевых ФЭП. Однако кремний является значительно более доступным и освоенным в производстве материалом, чем GaAs. Кремний широко распространен в природе, и запасы исходного сырья для создания ФЭП на его основе практически неограниченны. Технология изготовления кремниевых ФЭП, предназначенных для применения в космосе, хорошо отработана и непрерывно совершенствуется. Стоимость их в настоящее время еще высока (10—20 тыс. долл. за 1 м<sup>2</sup>), однако существует реальная перспектива ее снижения на 2—3 порядка при внедрении новых автоматизированных методов производства, позволяющих, в частности, получать кремниевые ленты, солнечные элементы большой площади и т. п. Расширению производства и снижению стоимости кремниевых ФЭП несомненно будет способствовать также реализация программ развития наземной полупроводниковой гелиоэнергетики.

В отличие от кремния галлий является весьма дефицитным материалом, что ограничивает возможности создания ГФП на основе GaAs в количествах, необходимых для СКЭС. Галлий добывается в основном из бокситов, однако рассматривается также возможность его получения из угольной золы и морской воды (табл. 2.3). Как видно из таблицы, самые большие запасы галлия содержатся в морской воде, однако концентрация его там очень невелика, выход при извлечении оценивается величиной всего в 1 %, а следовательно, затраты на производство будут, вероятно, чрезмерно большими. Так, например, только прокачка воды для добычи 1 кг галлия, по оценкам авторов работы [116], будет стоить примерно 7000 долл.

Стоимость добычи галлия из бокситов также весьма высока и, по данным работы [116], составляет в настоя-

Потенциальные возможности добычи галлия [74]

Источник галлия	Содержание галлия, кг	Выход при добыче, %	Количество галлия, которое можно получить, кг
Бокситы:			
запасы США	$2.7 \cdot 10^6$	—	$0.27 \cdot 10^6$
общие мировые запасы	$25.0 \cdot 10^6$	10	$2.5 \cdot 10^6$
Уголь:			
запасы США	$9.6 \cdot 10^6$	—	$1.7 \cdot 10^9$
общие мировые запасы	$22.0 \cdot 10^9$	19	$4.0 \cdot 10^9$
Морская вода	$6.9 \cdot 10^{12}$	1	$6.9 \cdot 10^{10}$

щее время около 800 долл./кг. Технология производства ГФП на основе GaAs с использованием методов жидкостной и газовой эпитаксии не развита еще до такой степени, как технология производства кремниевых ФЭП, и в результате всего этого стоимость ГФП сейчас существенно (в 5—10 раз) выше стоимости ФЭП из кремния.

В то же время вследствие более высокого КПД и значительно меньшей толщины ГФП, а также возможности их эффективной работы при высоких уровнях концентрации солнечного излучения и устойчивости к воздействию космической радиации количество GaAs, необходимое для создания одной СКЭС, должно быть в 5—10 раз меньше требуемого количества кремния за счет уменьшения площади и массы преобразователей и сокращения числа резервных модулей для компенсации их деградации. Предполагается, что из имеющихся в наличии бокситов можно получить количество галлия, достаточное для создания в течение года пяти СКЭС с полезной мощностью (на Земле) 5 ГВт каждая, если коэффициент концентрации солнечного излучения в системе преобразования энергии будет около трех (рис. 2.13) [92]. Дополнительный резерв экономии галлия связан с использованием в качестве подложки ГФП не GaAs, а синтетического сапфира ( $Al_2O_3$ ). Стоимость ГФП при их массовом производстве на базе усовершенствованной технологии будет, вероятно, также значительно снижена, и в целом стоимость системы преобразования энергии СКЭС на основе ГФП из GaAs может оказаться вполне соизмеримой со стоимостью системы на основе кремниевых ФЭП. Таким образом, в на-

стоящее время трудно отдать явное предпочтение одному из двух рассмотренных полупроводниковых материалов — кремнию или арсениду галлия, и лишь дальнейшее развитие технологии их производства покажет, какой вариант является более рациональным.

Рассматривается также возможность использования в системах преобразования солнечной энергии СКЭС и других полупроводниковых материалов, в частности сульфида кадмия, на основе которого могут быть созданы тонкопленочные ФЭП. Однако КПД таких преобразователей в настоящее время значительно ниже, чем КПД кремниевых СЭ, и, что не менее существенно, запасы кадмия ограничены, а добыча его связана с большими трудностями.

Так, например, по оценкам авторов работы [87], для создания одной СКЭС мощностью 10 ГВт при толщине ФЭП 5 мкм и КПД 12 % потребовалось бы 50 % всего кадмия, производимого в США. В этой связи более перспективным может оказаться фосфид цинка, запасы исходных материалов для производства которого практически неограниченны.

Определенные надежды возлагаются на тонкопленочные ФЭП из аморфного кремния, имеющего примерно такой же предельный теоретический КПД, как и монокристаллический кремний (порядка 22—24 %). Однако практически достигнутые значения эффективного КПД таких ФЭП пока не превышают 5—6 %, что недостаточно для преобразователей СКЭС [4].

Существенное улучшение характеристик фотоэлектрических систем преобразования энергии СКЭС может быть достигнуто за счет использования концентраторов солнечного излучения. Применение концентраторов позволяет

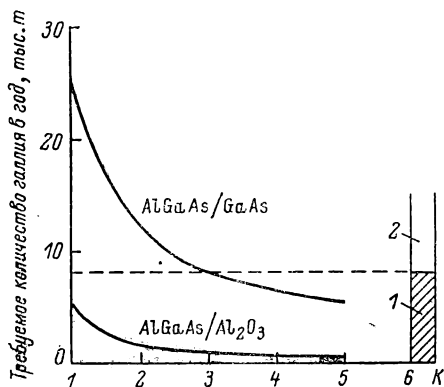


Рис. 2.13. Расход галлия для создания пяти СКЭС в год с полезной мощностью на Земле 5 ГВт [92].

1 — запасы галлия в бокситах; 2 — запасы галлия в золе и морской воде.

сократить площадь ФЭП, количество СЭ и расход полупроводникового материала для создания СКЭС, однако повышение температуры и связанное с этим снижение КПД СЭ уменьшает положительный эффект концентрации.

Снизить отрицательное влияние повышения температуры на КПД ФЭП при концентрации излучения можно, применяя в системе преобразования энергии СКЭС ГФП на основе GaAs, а также используя селективные покрытия на поверхности концентраторов и солнечных батарей [36, 100]. Селективные теплорегулирующие покрытия на освещаемой поверхности ФЭП пропускают солнеч-

Таблица 2.4

Равновесная температура ГФП на основе арсенида галлия

Коэффициент концентрации	Температура ФЭП, °C	
	без покрытия	с селективным покрытием ( $\lambda = 0.4-0.9$ мкм)
1	38	-4
2	106	60.5
5	203	129
8	271	191

Примечание. Поглощательная и излучательная способность поверхностей СЭ соответственно равна 0.826 и 0.725.

ное излучение в области спектральной чувствительности СЭ 0.4—1.1 мкм для кремниевых ФЭП и 0.4—0.9 мкм для ГФП на основе GaAs и отражают излучение в ультрафиолетовом и инфракрасном диапазонах длин волн солнечного спектра. Покрытия, наносимые на поверхность концентратора, отражают видимую часть спектра и пропускают на подложку зеркала ультрафиолетовое и инфракрасное излучение [10]. По оценкам авторов работы [100], стоимость теплорегулирующих («горячих») покрытий для ФЭП в 50 раз выше стоимости «холодных» покрытий для концентраторов. Кроме того, «горячие» покрытия могут разрушаться и темнеть под влиянием УФ-излучения, уменьшая прохождение видимой части излучения к ФЭП, в то время как «холодные» покрытия исключают попадание УФ-излучения на поверхность СБ. Таким образом, в фотоэлектрических системах преобразования энергии

Т а б л и ц а 2.5

**Увеличение площади отражающей поверхности концентратора при неточной ориентации**

Неточность ориентации, угл. град	Коэффициент концентрации			
	1	2	5	8
0	—	50.4 км <sup>2</sup>	61.9 км <sup>2</sup>	76.1 км <sup>2</sup>
±1	0.02 %	7.9 %	43.0 %	207 %
±2	0.06 %	13.2 %	274 %	—
±3	0.14 %	31.6 %	—	—
±5	0.38 %	—	—	—

**П р и м е ч а н и е.** Мощность СКЭС 5 ГВт; система концентрации с отражателями типа плоских фоклинов.

СКЭС с концентраторами солнечного излучения предпочтение, вероятно, должно быть отдано селективным покрытиям, наносимым на отражающую поверхность зеркала.

В табл. 2.4 [116] показана зависимость температуры ГФП на основе GaAs от коэффициента концентрации для систем без покрытия и с селективно отражающим покрытием. Из данных таблицы следует, что в таких системах при наличии селективного покрытия можно использовать пятикратную концентрацию солнечного излучения при уровне рабочей температуры преобразователей около 125 °С.

Дополнительная возможность увеличения коэффициента концентрации связана с применением покрытий, обладающих высокой излучательной способностью, которые могут наноситься на освещенную и тыльную поверхности СБ, обеспечивая снижение их равновесной температуры. В этом случае коэффициент концентрации в системах на основе ГФП из GaAs может быть увеличен до 10 при рабочей температуре, не превышающей 150 °С.

Следует, однако, иметь в виду, что выбор оптимальных параметров системы концентрации для фотоэлектрических систем преобразования энергии СКЭС не определяется влиянием повышения плотности излучения только на энергомассовые характеристики ФЭП. С увеличением коэффициента концентрации, как известно, возрастают требования к точности ориентации системы на Солнце, либо для обеспечения требуемой концентрации при неточной ориентации необходимо увеличивать площадь отражаю-

щей поверхности, чтобы скомпенсировать эту неточность. Табл. 2.5 [117] содержит расчетные данные о требуемом увеличении площади отражателя при различных коэффициентах концентрации и углах разориентации. Из таблицы, в частности, видно, что при коэффициенте концентрации больше 5 и любом угле разориентации либо угле разориентации  $\pm 1^\circ$  и коэффициенте концентрации 8 площадь отражающей поверхности должна быть увеличена более чем на 200 %, чтобы обеспечить требуемую плотность падающего излучения на поверхности СБ.

Такое увеличение площади концентратора приведет к возрастанию массы системы преобразования, а увеличение точности ориентации связано с возрастанием расхода энергии и массы рабочего тела в системе ориентации станции. Все это неизбежно увеличит стоимость создания и эксплуатации СКЭС.

В совокупности все указанные обстоятельства и определяют выбор для большинства проектов СКЭС коэффициента концентрации не выше чем 2—3. Более точное определение оптимальных параметров системы концентрации СКЭС требует учета таких факторов, как неравномерность распределения плотности лучистых потоков на поверхности СБ, неоднородность их температурных полей, особенности схем коммутаций СЭ и пр., и представляет собой достаточно сложную оптимизационную задачу.

## Глава 3

### СВЧ-СИСТЕМЫ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ

Внедрение сверхвысокочастотной электроники в большую энергетику является одним из наиболее обещающих направлений развития современной электроники.

*П. Л. Капица*

Получение электричества не является конечной целью преобразования солнечной энергии на космических энергостанциях, поскольку потребители электроэнергии находятся далеко за их пределами. Передача энергии от СКЭС потребителям может осуществляться с помощью СВЧ- или лазерного излучения, а потому заключительный этап преобразования энергии связан с генерацией направленного монохроматического излучения определенной длины волны. Для этой цели предполагается использовать высокоомощные системы СВЧ- или лазерной энергетики, которые интенсивно развиваются в настоящее время. Учитывая, что в книге речь идет о СКЭС, снабжающих энергией потребителей на Земле, ограничимся в этом разделе рассмотрением только СВЧ-систем передачи энергии.

СВЧ-энергетика уже давно выделилась в самостоятельную область техники СВЧ и получила широкое практическое применение при осуществлении разнообразных технологических процессов, генерации плазмы, ускорении частиц, ионизации газов и т. д. В последнее время энергия СВЧ все шире используется также для обработки пищевых продуктов, в том числе и в домашних условиях, например с помощью СВЧ-печей типа «Электроника», выпускаемых отечественной промышленностью.

Развитие СВЧ-энергетики потребовало создания специальных электронных приборов СВЧ-диапазона, отвечающих ряду специфических требований, таких как сочетание высокой мощности с высоким КПД, длительный ресурс безотказной работы, низкая стоимость и др. Массовое производство и успешная эксплуатация подобных при-

боров существенно облегчили понимание технической возможности использования СВЧ-излучения для передачи энергии на большие расстояния, в том числе и с борта СКЭС, уже на ранних стадиях обсуждения идей и проектов станций, предназначенных для энергоснабжения Земли [72, 88].

Одновременно, однако, стало ясно, что СВЧ-приборы систем передачи энергии СКЭС будут иметь ряд существенных особенностей, определяемых специфическими условиями их работы в таких системах, узким диапазоном частот, пригодным для трансляции энергии на Землю, и другими обстоятельствами. Возникли также вопросы о выборе мощности отдельных СВЧ-приборов с учетом требуемого их количества для систем мегаваттных и гигаваттных мощностей, об их совместимости с элементами системы преобразования энергии и др. Имея в виду эти особенности, рассмотрим вначале кратко характеристики основных типов СВЧ-приборов, которые предполагается применять на СКЭС.

### 3.1. Генераторы СВЧ-излучения

Любой электронный СВЧ-прибор представляет собой преобразователь подводимой к нему энергии в энергию электромагнитных колебаний определенной частоты с помощью управляемого электронного потока. В большинстве используемых в СВЧ-энергетике приборов в электромагнитные колебания преобразуется энергия постоянного электрического тока, хотя в настоящее время уже разрабатываются и весьма перспективные для СКЭС устройства, в которых осуществляется прямое преобразование лучистой, в том числе солнечной энергии в СВЧ-колебания.

Все электронные СВЧ-приборы, которые могут быть применены на СКЭС, подразделяют на генераторы с самовозбуждением (автогенераторы) и усилители. Для обеспечения работы генератора к нему достаточно подвести энергию от источника электропитания, в то время как для работы усилителя необходим еще первичный источник высокочастотных колебаний (задающий генератор).

Для электронных СВЧ-приборов систем передачи энергии СКЭС наиболее важными показателями являются выходная мощность, полный КПД, напряжение питания, рабочая температура, коэффициент усиления, уровень шумов вблизи рабочей частоты.

Полный КПД электронного СВЧ-прибора определяется как

$$\eta_{\text{э. п}} = (N_{\text{вых}} - N_{\text{вх}})/N_{\text{эл}},$$

где  $N_{\text{вх}}$  и  $N_{\text{вых}}$  — мощность входного и выходного сигналов;  $N_{\text{эл}}$  — мощность источника электропитания.

Коэффициент усиления определяется соотношением

$$K_{\text{у}} = 10 \lg (N_{\text{вых}}/N_{\text{вх}}).$$

Этот показатель выражается в децибелах и позволяет отдельно учесть затраты мощности на генерацию входного сигнала, необходимого для работы усилителя. В генераторах  $N_{\text{вх}} = 0$  и соответственно  $\eta_{\text{э. п}} = N_{\text{вых}}/N_{\text{эл}}$ .

Величину шумов принято оценивать отношением полной выходной мощности излучения к мощности, излучаемой в полосе рабочих частот  $\nu_{\text{раб}} + \Delta\nu$ . Уровень шумов также выражается в децибелах и характеризует потери полезной мощности прибора, связанные с ее рассеянием за пределами рабочей частоты.

Остальные показатели в специальных пояснениях не нуждаются.

К электронным СВЧ-приборам систем передачи энергии СКЭС предъявляют следующие основные требования:

- высокие значения полного КПД и коэффициента усиления;

- низкий уровень шума;

- высокая надежность и длительный ресурс работы;

- компактность, низкие удельные масса и стоимость.

С точки зрения возможности обеспечения высокой стабильности рабочей частоты и синфазности большого числа одновременно работающих приборов СВЧ-усилители имеют определенное преимущество перед автогенераторами, заключающееся в том, что они могут возбуждаться от одного общего, первичного источника колебаний.

В системах передачи энергии СКЭС могут применяться СВЧ-приборы двух основных классов — электровакуумные и полупроводниковые.

Работа электровакуумных приборов основана на взаимодействии электронных потоков с электрическим полем в вакууме. Поэтому у приборов этого класса, предназначенных для применения в космосе и, в частности, на СКЭС, конструкция проще, а масса меньше, чем у приборов, работающих в земных условиях, ибо отпадает

необходимость использования герметичных оболочек и корпусов для вакуумирования их электронной части.

Из числа электровакуумных приборов в качестве наиболее перспективных для СКЭС рассматриваются магнетроны, амплитроны и клистроны [50, 54, 70, 72].

Амплитрон и магнетрон относятся к СВЧ-приборам так называемого М-типа, в которых происходит преобразование потенциальной энергии электронов, движущихся в скрещенных электрическом и магнитном полях, в энергию электромагнитных колебаний. Реализуемый в них принцип преобразования энергии позволяет получить

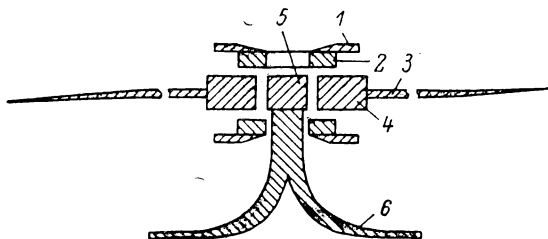


Рис. 3.1. Схема конструкции амплитрона.

1 — железный полюсный наконечник; 2 — самарий-кобальтовый магнит; 3 — радиатор анода; 4 — анод; 5 — катод; 6 — радиатор катода.

высокие значения КПД приборов данного типа (до 85—90 %) и как следствие — минимальные потери энергии в виде тепла, которое нужно отводить от прибора. Последнее облегчает решение проблемы термостатирования приборов в условиях космоса, чему также способствует и достаточно высокий уровень допустимых рабочих температур (300—500 °С), обусловленный отсутствием необходимости герметизации вводов и выводов приборов.

Магнетроны и амплитроны, проектируемые для применения на СКЭС, имеют сравнительно простую конструкцию (рис. 3.1). Они состоят из цилиндрического катода и коаксиально расположенного анода, совмещенного с колебательной многорезонансной системой прибора. Соосно с электродами располагается постоянный магнит, создающий осевое магнитное поле, перпендикулярное электрическому полю, силовые линии которого направлены по радиусу от анода к катоду («скрещенные поля»). Отвод тепла от анода и катода осуществляется радиаторами из пиролитического графита, обладающего

малой плотностью, высокой теплопроводностью и излучательной способностью (степенью черноты) около 0.92.

Применение в качестве материала для магнитов самарий-кобальтового сплава, имеющего значительно меньший удельный вес, чем обычно применяемые магнитные материалы, и радиаторов из пиролитического графита обеспечивает низкую удельную массу приборов, составляющую 0.15—0.30 кг/кВт.

Важной особенностью амплитронов и магнетронов является возможность использования так называемых холодных катодов, работающих по принципу вторичной электронной эмиссии. Такие катоды с платиновым покрытием обеспечивают очень длительный срок службы приборов данного типа, что имеет большое значение с точки зрения требований к долговечности элементов системы преобразования энергии СКЭС.

Магнетроны и амплитроны, используемые в СВЧ-энергетике, могут иметь в непрерывном режиме выходную мощность излучения в десятки киловатт. Однако для приборов, которые предполагают применить на СКЭС, оптимальным считается уровень мощности порядка 5—10 кВт. Ускоряющее (анодное) напряжение таких приборов около 20 кВ.

Основные отличия этих двух приборов М-типа определяются тем, что магнетрон представляет собой генератор, а амплитрон — усилитель СВЧ-колебаний. В ряде ранних проектов СКЭС для преобразования постоянного тока в СВЧ-колебания предполагалось использовать амплитрон, чтобы упростить решение проблемы синхронизации большого количества одновременно работающих приборов. Однако сравнительно низкий коэффициент усиления (менее 20 дБ), склонность к самовозбуждению, высокий уровень шумов и необходимость в источнике входных колебаний у амплитронов определили усилившийся в последнее время интерес к магнетронам как более перспективным приборам М-типа для генерации СВЧ-излучения на СКЭС [70, 79, 106]. Относительно узкая полоса рабочих частот магнетронов не является препятствием для их применения в системах передачи энергии, а синхронизация большого числа таких приборов не связана с серьезными техническими трудностями. Существенно также, что магнетроны являются приборами, наиболее широко применяемыми в СВЧ-энергетике. Технология

их массового производства хорошо отлажена, а стоимость сравнительно невысока.

Другим перспективным для применения на СКЭС электровакуумным СВЧ-прибором является клистрон. Клистрон относится к СВЧ-приборам так называемого О-типа, в которых происходит преобразование кинетической энергии электронов, движущихся в пространстве между катодом и коллектором, в энергию СВЧ-поля в результате торможения электронов полем, создаваемым в зазорах колебательной системы. Магнитное поле исполь-

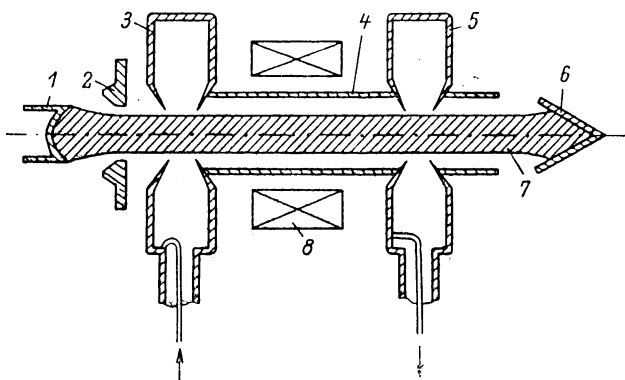


Рис. 3.2. Принципиальная схема двухрезонаторного клистрона.

1 — термоэмиссионный катод; 2 — ускоряющий электрод; 3 — входной резонатор; 4 — трубка дрейфа; 5 — выходной резонатор; 6 — коллектор; 7 — электронный пучок, сфокусированный магнитным полем; 8 — соленоид.

зуется в клистронах только для фокусировки электронного потока и на процесс преобразования энергии принципиального влияния не оказывает.

В системах передачи энергии СКЭС могут применяться клистроны двух типов — пролетные и отражательные. Для преобразования постоянного тока в СВЧ-излучение на СКЭС предполагается использовать многорезонаторные усилительные пролетные клистроны.

На рис. 3.2 схематически изображен двухрезонаторный пролетный клистрон, основными элементами которого являются термоэмиссионный катод, ускоряющий электрод, входной резонатор, трубка дрейфа, выходной резонатор и коллектор. Ускоренный между катодом и ускоряющим электродом поток электронов модулируется по скорости усиливаемым СВЧ-сигналом, который подается

к входному резонатору. В пространстве дрейфа модуляция электронов по скорости переходит в модуляцию по плотности. Электроны группируются в сгустки, которые передают свою энергию полю выходного резонатора, возбуждая в нем СВЧ-колебания. «Отработавшие» электроны попадают на коллектор, где оставшаяся часть их кинетической энергии переходит в тепловую. Для фокусировки электронного потока используется соленоид.

Для повышения КПД и коэффициента усиления пролетных клистронов используют многорезонаторные приборы этого типа.

Потери энергии в пролетных клистронах больше, чем в магнетронах, и КПД соответственно ниже (75—80 %), однако у них легче обеспечить высокую выходную мощность, которая может достигать сотен киловатт и более в непрерывном режиме. Обусловлено это тем, что клистроны имеют увеличенные по сравнению с приборами М-типа размеры области формирования электронного потока и вынесенный за пределы области взаимодействия коллектор, который можно эффективно охлаждать, например с помощью тепловых труб. Увеличивая число резонаторов, можно поднять коэффициент усиления клистрона до 50—70 дБ и выше, что также является важным достоинством приборов этого типа. Уровень шума у них ниже, чем у амплитронов и магнетронов, а узкая полоса рабочих частот не снижает эффективности применения на СКЭС.

Недостатками многорезонаторных пролетных клистронов по сравнению с приборами М-типа являются в 1.5—2 раза более высокое ускоряющее напряжение (40 кВ), большая удельная масса (0.6—0.8 кг/кВт) и наличие подогреваемого катода, работающего при температуре 800—1000 °С. Последнее обстоятельство затрудняет обеспечение требуемого для элементов СКЭС ресурса работы приборов данного типа. Стоимость клистронов выше стоимости магнетронов, но высокий уровень мощности и связанные с этим преимущества частично компенсируют этот недостаток. Следует заметить, что вопрос о выборе уровня мощности СВЧ-приборов для СКЭС является весьма проблематичным. Существует, в частности, мнение [5], что с учетом известной закономерности, отражающей снижение удельной массы энергетических агрегатов с ростом их мощности, целесообразно поднять выходную мощность электровакуумных приборов СВЧ для СКЭС до 2—4 МВт, а в будущем — до 0.1—0.2 ГВт, используя в последнем

случае усилители на релятивистских электронных пучках. Предполагается, что это позволит в несколько раз снизить удельную массу СКЭС в целом.

В то же время в качестве одного из перспективных вариантов электровакуумных СВЧ-приборов для СКЭС рассматриваются маломощные устройства, в которых осуществляется прямое преобразование солнечной энергии в энергию СВЧ-излучения. Такие устройства получили название фотоклистронов или фототронов [82, 83].

Фототрон представляет собой разновидность отражательного клистрона — прибора, в котором, так же как и в пролетном клистроне, происходит преобразование кинетической энергии электронного потока в энергию СВЧ-колебаний за счет превращения модуляции потока по скорости в модуляцию по плотности. Однако в отражательном клистроне в отличие от пролетного используется только один полный резонатор, через который электронный поток проходит дважды — в прямом и обратном направлениях. Возвращение электронов в зазор между сетками резонатора осуществляется с помощью отражателя, имеющего постоянный отрицательный потенциал по отношению к катоду. Основное отличие фототрона от обычного отражательного клистрона состоит в том, что эмиссия электронов с катода осуществляется не за счет нагрева, а под воздействием фотонов солнечного излучения, т. е. термоэмиссионный катод заменен фотоэмиттером.

Экспериментальная модель фототрона (рис. 3.3) выполнена в виде цилиндрической вакуумированной стеклянной колбы, на переднюю, освещаемую солнечным излучением стенку которой нанесен материал фотокатода — CsSb. Внутри колбы расположены плоские сетки резонатора и отражающий электрод (отражатель). Колба размещается в центре цилиндрического полого резонатора. Понятно, что в космических условиях вакуумировать элементы фототрона не нужно и конструкция его может быть проще и надежнее.

В экспериментах при частоте излучения 200 МГц полный КПД фототрона составил около 0.3 %. Выходная мощность прибора при этом была равна приблизительно 1 мВт. Ожидается, что при использовании в качестве материала фотоэмиттера GaAs, уменьшении размеров прибора и реализации других мероприятий КПД фототрона может быть увеличен примерно на порядок и составит 3 %. Очевидно, однако, что и в этом случае КПД прибора

не будет удовлетворять требованиям к элементам системы преобразования и передачи энергии СКЭС. Поэтому фототрон, как и другие маломощные электровакуумные СВЧ-приборы, вряд ли сможет конкурировать с полупроводниковыми генераторами СВЧ-колебаний, обсуждению возможности применения которых на СКЭС в последнее время уделяется большое внимание [75, 98, 105].

В полупроводниковых СВЧ-приборах преобразование энергии постоянного тока в энергию СВЧ-колебаний происходит в твердом теле, масса и размеры которого, как правило, очень малы, а физические свойства весьма чувствительны к температуре и токовым параметрам. Это ограничивает мощность полупроводниковых приборов величинами порядка единиц ватт, их допустимая рабочая температура не превышает  $200^{\circ}\text{C}$ , а напряжение постоянного тока — десятки вольт. Кроме того, приборы этого класса более чувствительны к воздействию эксплуатационных факторов, чем электровакуумные приборы. Тем не менее полупроводниковые приборы получают все более широкое развитие и применение в технике СВЧ и рассматриваются как серьезная альтернатива высокомоощным электровакуумным приборам для использования в системах передачи энергии СКЭС. Обусловлено это такими их важными достоинствами, как высокие надежность и долговечность, компактность, сравнительно низкая стоимость при массовом производстве, удобство сборки и, что особенно существенно, хорошая совместимость с полупроводниковыми фотоэлектрическими преобразователями солнечной энергии.

Из числа полупроводниковых СВЧ-приборов наиболее эффективными преобразователями энергии постоянного тока в энергию СВЧ-колебаний являются биполярные

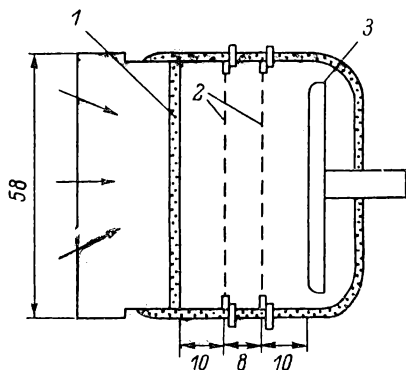


Рис. 3.3. Схема конструкции экспериментального фототрона (размеры указаны в миллиметрах).

1 — фотокатод; 2 — сетки резонатора; 3 — отражающий электрод.

и полевые транзисторы, которые имеют более высокие значения КПД и мощности и значительно меньший коэффициент шума, чем полупроводниковые СВЧ-диоды. Лучшими показателями с точки зрения требований к СВЧ-приборам СКЭС обладают полевые транзисторы из арсенида галлия, так как у них выше коэффициент усиления и полный эффективный КПД, чем у биполярных транзисторов из кремния. Кроме того, они имеют более высокий уровень допустимых рабочих температур.

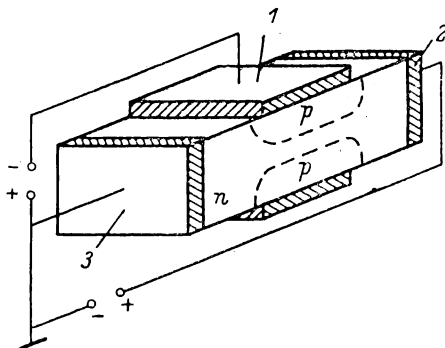


Рис. 3.4. Принципиальная схема полевого транзистора.

1 — затвор; 2 — сток; 3 — исток.

Полевой транзистор, принципиальная схема которого изображена на рис. 3.4, представляет собой пластинку полупроводника (GaAs)  $n$ - или  $p$ -типа, у которой на больших гранях имеются соответственно слои  $p$ - или  $n$ -типа. Эти слои соединены и образуют единый электрод-затвор. Изменение напряжения на затворе приводит к изменению тока в цепи между двумя другими гранями, на которых размещены электроды, пазываемые истоком и стоком [38]. Это свойство полевого транзистора и используется для генерации и усиления СВЧ-колебаний.

В настоящее время лучшие полевые транзисторы из арсенида галлия с затвором на основе барьера Шоттки имеют КПД порядка 60—75 % при уровне выходной мощности 1—3 Вт. При частоте 2.45 ГГц их коэффициент усиления составляет 5—10 дБ, а коэффициент шума — около 1 дБ. Предполагается, что СВЧ-транзисторы, разрабатываемые для СКЭС, в результате усовершенствования будут иметь выходную мощность 5—10 Вт и КПД более 80 %, однако при этом у них повысится уровень шума.

Один из перспективных вариантов использования поле-

вых транзисторов в системах преобразования энергии СКЭС предполагает их объединение с фотоэлектрическими преобразователями в конструкциях типа «сэндвич». Такой вариант позволяет свести к минимуму потери энергии при ее передаче от источника тока к СВЧ-приборам и имеет некоторые другие преимущества, хотя одновременно порождает ряд новых проблем при создании и эксплуатации СКЭС. Однако главный вывод из его рассмотрения заключается в том, что выбор лучшего типа СВЧ-приборов для системы преобразования энергии СКЭС и оптимального уровня их мощности нельзя проводить без анализа характеристик системы в целом с учетом свойств первичного источника энергии — солнечного излучения — и всех элементов, в которых осуществляются предварительные этапы преобразования и передачи энергии.

Таблица 3.1

Основные показатели СВЧ-приборов для СКЭС

Показатель	Тип СВЧ-прибора			
	магнетрон (амплитрон)	клистрон	фотогон	полевой транзистор
Мощность, Вт	(5—10)·10 <sup>-3</sup>	(50—70)·10 <sup>3</sup>	10 <sup>-3</sup>	3—10
Напряжение, В	20·10 <sup>3</sup>	40·10 <sup>3</sup>	Низкое	40—70
Коэффициент усиления, дБ	10—20	40—50	Низкий	5—15
КПД, %	80—90	75—80	0,3—3,0	75—80
Тип катода	Холодный, вторично-эмиссионный	Горячий, термоэмиссионный	Холодный, фотоэмиссионный	Отсутствует
Рабочая температура, °С	300—500	800—1000	Низкая	125—200
Ресурс, лет	10—30	<10	—	До 100
Уровень шума	Высокий	Низкий	Низкий	Низкий

Значительный интерес в этой связи представляет возможность создания полупроводниковых приборов, в которых осуществляется прямое преобразование солнечного излучения в СВЧ-колебания. Эквивалентная схема таких устройств состоит из избирательной нагрузки и фотоактивной нелинейной цепи, управляемой контуром положительной обратной связи [6]. Их разработка соответствует общей тенденции развития твердотельных приборов СВЧ в направлении создания комплексированных устройств и заслуживает самого серьезного внимания.

Обобщенная сводка основных параметров СВЧ-приборов, которые могут быть использованы на СКЭС, представлена в табл. 3.1. Из таблицы видно, что для всех приборов характерны достаточно высокие значения КПД, но остальные показатели различаются весьма существенно, а потому сделать вывод в пользу применения того или иного прибора можно, только рассматривая его в составе системы преобразования и передачи энергии в целом.

### 3.2. Передающие системы

СКЭС, преобразующие солнечную энергию в СВЧ-излучение, предполагается использовать главным образом для передачи энергии на Землю, а в этом случае их рентабельная мощность будет составлять сотни и тысячи мегаватт. В то же время мощность отдельных приборов, которые рассматриваются как перспективные генераторы СВЧ-колебаний для СКЭС, имеет порядок от единиц ватт до десятков киловатт. При этом, если в системе преобразования солнечной энергии применяются полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи, наиболее целесообразным может оказаться использование в системе передачи энергии полупроводниковых СВЧ-приборов с уровнем мощности единицы—десятки ватт.

Таким образом, на СКЭС должно быть порядка  $10^4$ — $10^9$  генераторов СВЧ-излучения. При таком количестве приборов обеспечение эффективной передачи энергии от СКЭС становится весьма сложной проблемой, которая может быть успешно решена лишь при использовании фазированных антенных решеток (ФАР), объединяющих множество приборов в единую систему. ФАР позволяют осуществлять сложение мощностей излучения отдельных приборов в пространстве и одновременно путем управления фазой их излучения производить сканирование диа-

граммы направленности с целью точного наведения энергетического луча на приемную систему.

Для получения высокого КПД передающей системы необходимо минимизировать потери энергии в излучающих элементах антенной решетки, обеспечить оптимальное распределение плотности излучаемой мощности по ее поверхности и точное управление фазой множества СВЧ-приборов.

Джоулевы потери в волноводах, связывающих СВЧ-приборы с излучающими элементами ФАР, и в самих излучателях, как правило, невелики и составляют 1—2 % от генерируемой приборами мощности излучения. Такой же порядок величины имеют потери, связанные с неточностями взаимного расположения отдельных элементов решетки, их перекосами, зазорами между ними и т. п.

От распределения плотности мощности или амплитуды поля излучения по поверхности ФАР зависят вид ее диаграммы направленности и уровень излучаемой мощности в боковых лепестках. Исследования показали, что для обеспечения высокой эффективности передачи энергии распределение должно быть неравномерным, с максимумом в центре антенной решетки [94, 99].

Выбор оптимального закона распределения представляет собой достаточно сложную задачу, при решении которой приходится учитывать ряд ограничений. Так, в частности, допустимая рабочая температура антенной решетки и СВЧ-приборов не должна превышать определенного предельного значения, зависящего от типа используемых приборов и их рабочих параметров. Жесткие ограничения налагаются на предельно допустимую плотность излучения на оси луча, чтобы исключить его взаимодействие с ионосферой, а в его периферийной зоне у поверхности Земли плотность не должна быть выше безопасной по санитарным нормам.

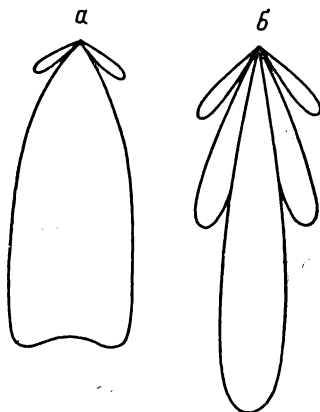


Рис. 3.5. Диаграммы направленности ФАР при равномерном (б) и оптимальном (а) распределении плотности излучаемой мощности.

В настоящее время считают, что среднегодовая предельная плотность излучения на оси луча при его прохождении через ионосферу не должна превышать 200—250 Вт/м<sup>2</sup>, хотя в течение года предельно допустимое значение плотности может изменяться от 100 до 530 Вт/м<sup>2</sup> [44].

На краю пучка у Земли плотность не должна превышать 10 Вт/м<sup>2</sup>, что ниже допустимого в США уровня (100 Вт/м<sup>2</sup>), но превышает советский стандарт (0.1 Вт/м<sup>2</sup>).

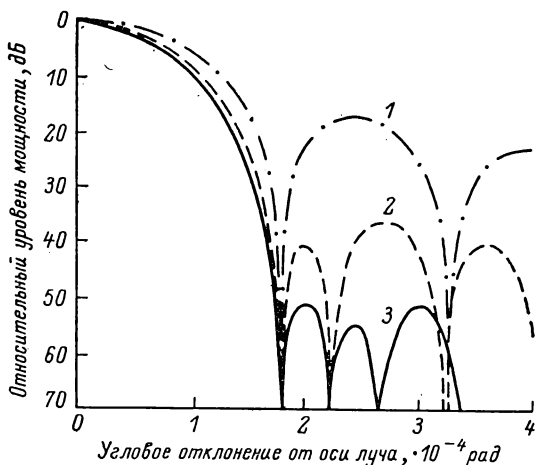


Рис. 3.6. Распределение плотности излучения у поверхности Земли.  
1 — равномерное распределение плотности излучения на ФАР; 2 — гауссово распределение (20 дБ); 3 — бesselово распределение (22.5 дБ).

Найденные с учетом этих ограничений кривые оптимального распределения плотности излучаемой мощности хорошо аппроксимируются функциями Гаусса или Бесселя. На рис. 3.5 схематически изображены диаграммы направленности ФАР для случаев равномерного и оптимального распределения, а на рис. 3.6 показано, как изменяется плотность излучения у поверхности Земли при различных законах ее распределения на антенне. Представленные графики иллюстрируют важность оптимизации амплитудного распределения излучаемой мощности.

Не менее существенным является фазовый контроль излучения, т. е. обеспечение синфазной работы сотен тысяч и миллионов СВЧ-приборов и управление их фазой с целью обеспечения высокой когерентности луча, его

минимальной расходимости и точного наведения на приемную систему. Важной функцией системы фазового контроля является также обеспечение безопасности эксплуатации СКЭС за счет возможности оперативной расфазировки излучающих элементов и рассеяния излучения в космическом пространстве при различных нештатных ситуациях.

Следует отметить, что для достижения высокой эффективности передачи энергии к точностям амплитудно-фазового распределения на антенне и ориентации луча на приемную систему предъявляются весьма жесткие требования.

Как же предполагается осуществлять распределение амплитуды и управление фазой излучения ФАР в различных проектах СКЭС?

В большинстве проектов антенна представляет собой плоскую круговую ферменную конструкцию с щелевыми волноводами, на которых размещаются СВЧ-генераторы. Вся антенная решетка (рис. 3.7) разделена на большое количество подрешеток, состоящих в свою очередь из определенного числа энергомодулей. Каждый энергомодуль представляет собой часть подрешетки, конструктивно объединенную с одним или несколькими СВЧ-приборами. Количество энергомодулей в подрешетках изменяется в соответствии с заданным законом распределения плотности излучаемой мощности по радиусу антенны. Это означает, что размещение излучающих элементов на поверхности решетки является неравномерным или неэквидистантным.

Так, например, в одном из вариантов СКЭС, передающая система которой рассчитана на применение в качестве генераторов СВЧ-колебаний клистронов с единич-

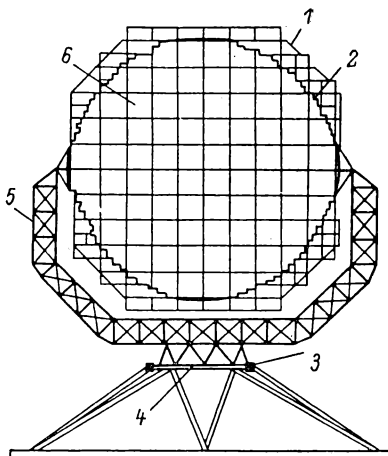


Рис. 3.7. Антенна СКЭС.

1 — первичная силовая конструкция;  
2 — вторичная силовая конструкция;  
3 — механический вращающийся узел;  
4 — электрический привод; 5 — вилка антенны; 6 — подрешетка.

ной мощностью 70 кВт, антенная решетка диаметром около 1 км состоит из 7220 подрешеток размером  $10.4 \times 10.4$  м [94]. Для создания на ФАР усеченного гауссова распределения плотности мощности со спадом 10 дБ из подрешеток образовано 10 кольцевых поясов, а число модулей в подрешетках каждого пояса изменяется от 36 до 4 в соответствии с их расстоянием от центра антенны. Каждый модуль содержит один клистрон (рис. 3.8). Общее число модулей, а следовательно, и клистронов в данной ФАР составляет приблизительно 101 000.

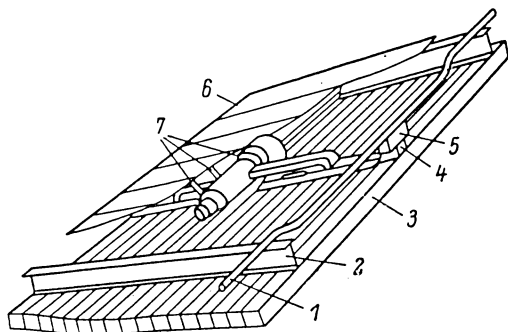


Рис. 3.8. Энергомодуль ФАР с клистроном.

1 — электрический кабель; 2 — поперечная балка; 3 — излучающий волновод; 4 — распределяющий волновод; 5 — управляющее устройство; 6 — радиатор системы терморегулирования; 7 — тепловые трубы.

В другом проекте, где для генерации СВЧ-колебаний предполагается использовать магнетроны мощностью 5 кВт, размеры подрешеток составляют  $4.2 \times 4.2$  м (либо  $8.4 \times 8.4$  м), а размеры энергомодулей, содержащих по 4 магнетрона, изменяются от  $69 \times 69$  см в центре антенны до  $104 \times 208$  см на краю. Это обеспечивает такое же, как в предыдущем случае, изменение плотности мощности по радиусу антенной решетки. Общее число энергомодулей в такой ФАР около 1 400 000. Типичный центральный энергомодуль ФАР с магнетронами изображен на рис. 3.9.

При использовании в ФАР такой же конструкции полупроводниковых СВЧ-приборов подрешетка размером  $10.4 \times 10.4$  м должна состоять из 324 базовых панелей, содержащих по 64 твердотельных комбинированных энергомодуля, в которых объединены СВЧ-генераторы и излучающие элементы. Таким образом, общее число энерго-

модулей в одной подрешетке составит 20 736. Для того чтобы обеспечить гауссово распределение плотности мощности со спадом 10 дБ в десятиступенчатой антенной решетке, используется пять типов энергомодулей, отличающихся количеством и мощностью полевых транзисторов, которые применяются в качестве генераторов СВЧ-колебаний.

Поскольку допустимая рабочая температура полупроводниковых СВЧ-приборов значительно ниже, чем у электровакуумных, предельная плотность излучаемой мощ-

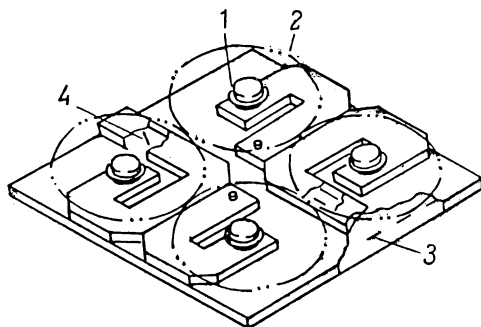


Рис. 3.9. Энергомодуль ФАР с магнетронами [106].

1 — магнетрон; 2 — радиатор из пиролитического графита; 3 — щель излучающего волновода; 4 — щель фидера.

ности в центре ФАР с твердотельными энергомодулями не должна превышать 5.5—6.0 кВт/м<sup>2</sup>, в то время как, например, в ФАР на основе клистронов она составляет 22 кВт/м<sup>2</sup>. Снижение максимальной, а следовательно, и средней по площади антенны плотности излучения приводит к увеличению размеров ФАР и возрастанию числа полупроводниковых приборов: их общее число в этом случае достигает десятков и сотен миллионов штук (в зависимости от мощности отдельных приборов).

В табл. 3.2 приведены обобщенные данные по трем рассмотренным вариантам ФАР с учетом возможных вариаций мощности СВЧ-приборов [79].

Существенное увеличение числа энергомодулей при использовании полупроводниковых приборов приводит к возрастанию потерь энергии и массы токопроводов в системе преобразования вследствие необходимости распределения электрической мощности, собранной от миллионов ФЭП, на миллионы потребляющих энергию мо-

Параметры фазированных антенных решеток СКЭС

Параметр	Тип СВЧ-прибора		
	клистрон	магнетрон	полупроводниковый
Выходная мощность прибора, Вт	$(50-70) \cdot 10^3$	$(3-5) \cdot 10^3$	5—30
КПД прибора	0.85	0.90	0.80
Рабочая температура, °С	300	300	125
Число приборов	$(140-100) \cdot 10^3$	$(2.3-1.4) \cdot 10^6$	$(200-80) \cdot 10^6$
Диаметр ФАР, км	1	0.9—1.2	1.4—2.2

дулей при низком напряжении. От этого недостатка в значительной мере свободна упоминавшаяся уже система типа «сэндвич», в которой также используются полупроводниковые СВЧ-приборы, но их питание осуществляется непосредственно от группы СЭ, конструктивно объединенных с СВЧ-элементами. Для формирования направленного пучка СВЧ-излучения в этом случае также используются принципы фазированных антенных решеток, но технически они реализуются иначе, чем в рассмотренных выше ФАР, поскольку в состав антенной решетки практически оказываются включенными полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи солнечной энергии. (С тем же основанием, впрочем, можно сказать, что в такой системе элементы ФАР включены в состав солнечных батарей СКЭС, но это не меняет существа дела). Принципиально новым здесь является конструктивное объединение всей цепочки элементов, преобразующих солнечную энергию в СВЧ-колебания.

Антенная решетка системы типа «сэндвич» разделена на подрешетки размером  $5 \times 5$  м, состоящие из небольших ( $7.81 \times 7.81$  см) энергомодулей (рис. 3.10). В каждом энергомодуле 18 солнечных элементов, соединенных последовательно, обеспечивают напряжение 10 В на дипольном излучателе, объединенном с полупроводниковым СВЧ-прибором, отвод тепла от которого осуществляется с помощью дискового радиатора из окиси бериллия. Семь элементов, расположенных вдоль кромки модуля, генерируют смещающее напряжение порядка 4 В.

Один из наиболее критичных моментов при создании таких систем связан с низкой допустимой плотностью СВЧ-излучения, что обусловлено ограничениями на уровень рабочих температур полупроводниковых СВЧ-приборов ( $125^{\circ}\text{C}$ ) и СЭ ( $\sim 200^{\circ}\text{C}$ ) и возможностью отвода тепла только с одной стороны радиатора. Предельная плотность СВЧ-излучения в антеннах типа «сэндвич» не превышает  $1 \text{ кВт/м}^2$ . Это приводит к необходимости увеличения размеров антенны и равномерного распределения плотности излучаемой мощности по ее поверхности, чтобы средний

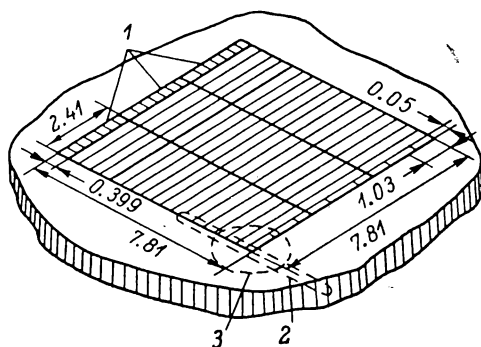


Рис. 3.10. Энергомодуль типа «сэндвич» (размеры указаны в сантиметрах). 1 — фотоэлектрические преобразователи; 2 — дипольный излучатель; 3 — радиатор из окиси бериллия.

уровень плотности не был слишком низким. При равномерном распределении увеличиваются потери излучаемой мощности в боковых лепестках диаграммы направленности и снижается эффективность передачи энергии от СКЭС. Таким образом, одной из основных проблем при создании высокоэффективных систем типа «сэндвич» является повышение допустимого уровня плотности излучаемой мощности. Эта проблема может быть решена за счет увеличения КПД ФЭП и полупроводниковых СВЧ-приборов, что позволяет уменьшить количество отводимого от них тепла, повышения их рабочих температур, применения селективных концентраторов солнечного излучения и других мероприятий [106].

Исключительно важную роль в обеспечении высокой эффективности передачи энергии от СКЭС потребителям играет система управления фазой излучения элементов ФАР. Эта система выполняет три основные функции:

формирование узкой диаграммы направленности с максимумом в направлении, перпендикулярном плоскости ФАР; точное наведение луча на центр приемной системы и удержание его в этом положении; рассеяние излучения в пространстве при возникновении аварийных ситуаций.

Для выполнения этих функций система фазового управления должна автоматически регулировать фазу каждого СВЧ-прибора, размещенного на ФАР, так, чтобы в нормальном режиме работы при точной ориентации луча на приемную систему обеспечивалась синфазная работа всех излучающих элементов решетки. При отклонении оси луча от центра приемной системы должен быть осуществлен сдвиг фаз отдельных приборов так, чтобы сместить диаграмму направленности ФАР в нужную сторону без существенного искажения ее формы. Наконец, при необходимости система фазового управления должна обеспечить быстрое рассогласование фаз СВЧ-приборов и излучающих элементов решетки.

В известных проектах СКЭС для управления фазой излучения предполагается использовать обратнопереизлучающую систему с опорным пилот-сигналом, который формируется либо на борту СКЭС, либо передается из центра приемной антенны. Такая система управлений фазой состоит из двух основных частей: подсистемы распределения опорного сигнала по антенной решетке и электронной подсистемы согласования фаз отдельных приборов. Эти подсистемы обеспечивают генерацию когерентного по фазе излучения всеми элементами решетки и формирование остронаправленного луча [79, 114].

Требования к точности наведения луча на приемную систему очень высоки. Так, например, для СКЭС, передающих энергию на Землю с ГСО, они характеризуются допустимыми значениями углов разориентации порядка 5—10 угл. сек. [7] Электромеханическая система наведения антенны не может обеспечить точность ее ориентации на приемную систему выше 1—3 угл. мин., что с высоты ГСО дает ошибку от 10 до 30 км. Более точная ориентация луча производится путем сканирования диаграммы направленности, которое может осуществляться с помощью специальных фазовращателей, входящих в состав системы управления излучением [53].

Рассогласование фаз излучающих элементов решетки может быть достигнуто прекращением генерации опорного

пилот-сигнала либо путем подачи специальных команд на фазовращатели.

Допустимые ошибки в управлении фазой излучающих элементов ФАР при заданной эффективности передачи энергии зависят от размеров подрешеток и энергомодулей, геометрической точности их взаимного расположения и точности ориентации, которую обеспечивает электро-механическая система наведения антенны. Так, например, если точность электромеханической ориентации составляет 1 угл. мин., а взаимные смещения подрешеток за счет перекосов, термдеформаций и пр. не превышают 1 см, для ФАР диаметром 1 км эффективность передачи энергии на приемную антенну диаметром 10 км будет не менее 90 % только при условии, что среднеквадратичное значение фазовой ошибки не превысит  $10^\circ$  [79].

Следует отметить, что управление излучением ФАР с полупроводниковыми СВЧ-приборами, в том числе и систем типа «сэндвич», является более сложным, чем в случае ФАР на основе мощных электровакуумных приборов, так как фазовую информацию необходимо распределять на значительно большее число элементов.

Эффективность передачи энергии от СКЭС потребителям зависит не только от структуры и параметров передающей системы и точности управления амплитудно-фазовым распределением на ФАР, но и от потерь энергии при прохождении излучения к приемной системе. Космическое пространство практически не создает помех для распространения радиоволн, однако при прохождении СВЧ-излучения через ионосферу и атмосферу Земли происходит его рассеяние и поглощение, степень которого зависит от длины волны (частоты) излучения. Было установлено, что оптимальной с точки зрения минимума потерь энергии является длина волны 12.25 см, которой соответствует частота 2.45 ГГц. При такой частоте даже при наиболее неблагоприятных атмосферных условиях потери мощности излучения за счет рассеяния и поглощения не превышают 5—10 % [71].

Для передачи энергии к объектам, находящимся в космосе, можно использовать более коротковолновое излучение, и ограничения на длину волны здесь будут определяться в основном возможностями обеспечения приемлемых значений КПД всего тракта передачи и преобразования энергии СВЧ-колебаний.

### 3.3. Приемно-преобразующие системы

Энергия СВЧ-излучения, переданная от СКЭС на Землю или к космическому объекту, должна быть уловлена (принята) и преобразована в энергию требуемого вида — электрическую, механическую или тепловую. В большинстве случаев потребителям на Земле и в космосе нужна электрическая энергия, однако для приведения КА в движение необходима механическая энергия, а для осуществления некоторых технологических процессов может потребоваться тепловая.

Пути и способы преобразования СВЧ-излучения в другие виды энергии могут быть весьма разнообразными, и выбор лучшего из них в каждом конкретном случае представляет собой достаточно сложную задачу.

При передаче энергии от СКЭС на Землю СВЧ-излучение должно быть преобразовано в электрическую энергию. Наиболее эффективным в данном случае является прямое преобразование, которое теоретически может быть осуществлено без потерь, т. е. с КПД, близким к единице. Этим определяется возможность получения высоких значений КПД и в реальных системах прямого преобразования СВЧ-колебаний в электроэнергию.

Для преобразования энергии СВЧ-излучения в электрический ток, так же как для генерации или усиления СВЧ-колебаний (см. раздел 3.1), могут быть использованы приборы двух классов — электровакуумные и полупроводниковые. И к ним также предъявляются требования высокой энергетической эффективности, долговечности, компактности, минимального расхода дефицитных материалов, низкой стоимости и т. п.

Практически все рассмотренные выше электровакуумные СВЧ-приборы, в частности клистроны и магнетроны, могут работать в обратном режиме, когда в электродинамическую систему прибора поступает СВЧ-излучение, а на нагрузке в коллекторной цепи выделяется мощность постоянного или переменного тока [14, 54]. Однако КПД их при работе в таком режиме оказывается невысоким (не более 50—70 %). К тому же в земных условиях эти приборы нужно вакуумировать, что усложняет их конструкцию, снижает надежность, повышает стоимость и т. д.

От этих недостатков свободны полупроводниковые преобразователи, которые рассматриваются как наиболее

перспективные приборы для наземных приемно-преобразующих комплексов СКЭС [72].

Приемная антенна, получившая название ректенны (от слов *rectifier* — выпрямитель и *antenna* — антенна), состоит из множества элементов, поглощающих и преобразующих СВЧ-излучение. Каждый элемент (рис. 3.11) включает полуволновый диполь, фильтр нижних частот, выпрямляющий диод с барьером Шоттки и шунтирующий конденсатор. Все элементы объединены низкочастотной

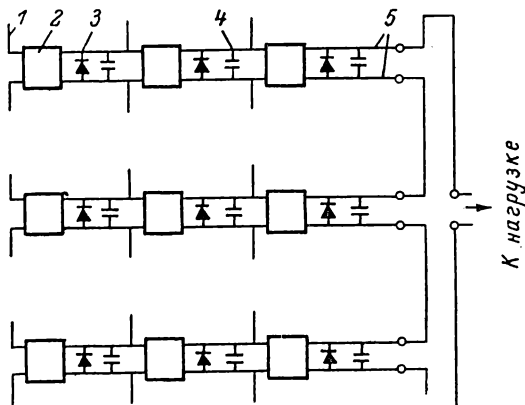


Рис. 3.11. Схема соединения отдельных диполей ректенны.

1 — полуволновый диполь; 2 — фильтр нижних частот; 3 — диод с барьером Шоттки; 4 — шунтирующий конденсатор; 5 — собирающая шина.

цепью для получения требуемых значений тока и напряжения.

Диполи принимают падающее СВЧ-излучение и направляют его к выпрямляющему устройству. Фильтры нижних частот обеспечивают накопление энергии между входом и выпрямляющим диодом, а главное — предотвращают потери мощности за счет переизлучения, эффективно подавляя вторичные гармоники, которые генерируются в процессе выпрямления. Диоды с барьером Шоттки из арсенида галлия осуществляют преобразование СВЧ-колебаний, поступающих на вход прибора, в электрический ток. Шунтирующие конденсаторы действуют как сглаживающие фильтры, устраняя из выходного постоянного тока фон основной частоты и ее гармоник. Полный КПД всего элемента достигает 90 % [15].

Приемно-преобразующие элементы могут быть защищены от внешних воздействий специальными кожухами, которые одновременно выполняют роль силовых элементов конструкции (рис. 3.12). Они устанавливаются на расстоянии 2.0—2.5 см от отражающей металлической сетки (экрана), которая объединяет все элементы в панели, располагаемые перпендикулярно падающему излучению.

Панели образуют поле приемной ректенны, имеющее форму эллипса. Размеры ректенны зависят от размеров

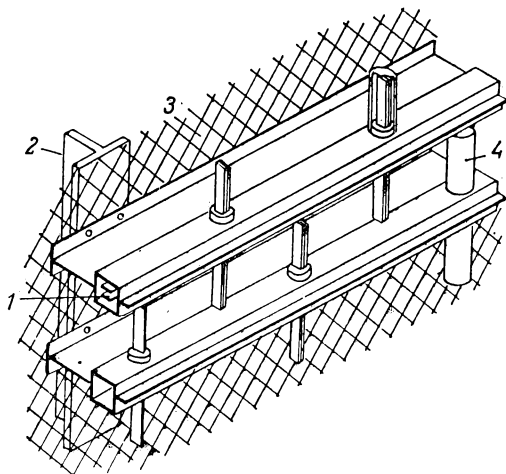


Рис. 3.12. Схема силовой конструкции ректенны.

1 — шины постоянного тока; 2 — силовой элемент; 3 — отражающая сетка; 4 — диполь в защитном кожухе.

передающей антенны, длины волны излучения, места расположения приемно-преобразующей системы и ее расстояния до СКЭС. Так, например, при расположении СКЭС на ГСО, а приемной ректенны на широте  $34^\circ$  длина малой и большой осей эллипса составляет 10 и 13 км соответственно, а с учетом зоны безопасности — 11 и 14 км [79].

Поскольку каждый диполь снабжен отдельным выпрямителем, вся ректенна имеет такую же диаграмму направленности, как одиночный диполь. В результате эффективность приема излучения сравнительно малочувствительна к изменению направления падающего луча и нет необходимости наводить ректенну на передающую систему. По той же причине могут быть значительно снижены требования к механическим допускам взаимного

расположения элементов ректенны. И наконец, эффективность приема будет слабо зависеть от колебаний амплитуды и фазы падающего излучения, которые могут возникать из-за неоднородности атмосферных условий над большой площадью, занимаемой ректенной.

Тепло, выделяющееся в процессе преобразования и передачи энергии в ректенне, можно легко отвести за счет конвективного теплообмена с атмосферой. Поскольку в виде тепла будет рассеиваться не более 15 % мощности падающего СВЧ-излучения, «тепловое загрязнение» атмосферы не превысит уровня, характерного для городов,

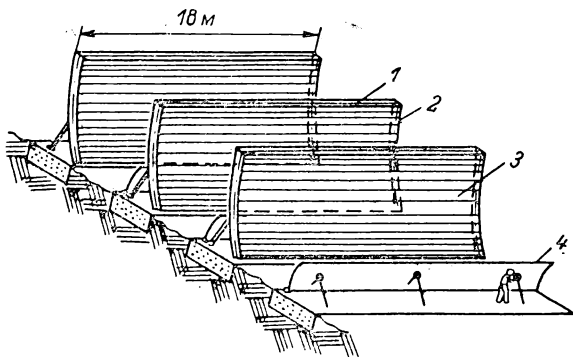


Рис. 3.13. Ректенна с концентраторами СВЧ-излучения.

1 — рама; 2 — параболическая образующая; 3 — сетка; 4 — панель с диполями.

и будет значительно ниже того, которое наблюдается над любыми тепловыми электростанциями.

Одним из недостатков ректенн с полупроводниковыми преобразователями, каждый из которых имеет свой приемный диполь, является чрезвычайно большое число элементов в системе. Так, для ректенны указанных выше размеров с выходной электрической мощностью 5 ГВт требуется около 15 млрд. диполей и диодов с барьером Шоттки. При этом, однако, даже в центре ректенны, где плотность мощности максимальна и составляет около  $230 \text{ Вт/м}^2$ , отдельный диод генерирует не более 1.0—1.5 Вт электрической мощности, в то время как для получения максимального КПД прибора, составляющего около 90 %, его оптимальная мощность должна быть на уровне 4—6 Вт [79].

Более совершенной является конструкция ректенны, в которой каждый диод получает энергию от нескольких диполей, а число диполей, приходящихся на один диод, увеличивается от центра ректенны к краю в соответствии с изменением плотности падающего излучения. При этом в рассмотренной выше ректенне можно сократить требуемое число диодов на 30 млн. штук.

Еще один эффективный путь уменьшения числа приемно-преобразующих элементов ректенн связан с применением концентраторов СВЧ-излучения, которые могут быть выполнены в виде параболоцилиндров из проволоочной сетки (рис. 3.13). Такие концентраторы отражают падающее излучение и фокусируют его на небольших панелях, где установлены объединенные диполь-диодные элементы. В зависимости от степени концентрации число диполей и диодов может быть сокращено до 100—300 млн. штук.

Однако даже при реализации всех мероприятий, направленных на сокращение числа полупроводниковых преобразователей СВЧ-излучения, их общее число в ректеннах гигаваттных мощностей остается чрезвычайно большим и приводит к необходимости значительных затрат дефицитных материалов, в частности арсенида галлия, увеличивает потери в цепях коммутации, затрудняет управление системой, контроль и устранение неисправностей в процессе ее эксплуатации. Кроме того, низковольтность полупроводниковых преобразователей (10—20 В/диод) требует последовательной коммутации большого числа диодов, что снижает надежность системы и ее устойчивость к перегрузкам при переключениях, коротких замыканиях, флуктуациях СВЧ-излучения при атмосферных разрядах и т. п. [14].

Заметим также, что причины, определяющие целесообразность применения полупроводниковых элементов в бортовых системах преобразования и передачи энергии СКЭС, не являются столь же существенными для наземных систем преобразования СВЧ-излучения в электрический ток. Высокая энергетическая эффективность и надежность последних может быть достигнута при использовании мощных высоковольтных преобразователей, удельные массоэнергетические показатели которых в данном случае не имеют большого значения.

К числу наиболее перспективных устройств такого типа относится так называемый циклотронный преобра-

зователь энергии (ЦПЭ) [11]. В ЦПЭ энергия СВЧ-излучения преобразуется в энергию вращения электронного потока в резонаторе с поперечным полем, после чего происходит преобразование энергии вращения пучка в энергию его поступательного движения (реверсивное магнитное поле) и торможение электронов в поле однокаскадного коллектора.

Для ЦПЭ характерны высокие значения выходной мощности (до 50—100 кВт), КПД (85—90 %) и напряжения (до 100 кВ и более). Они обладают низкой чувствительностью к импульсным перегрузкам по низко- и высокочастотным цепям и высокой радиационной стойкостью.

ЦПЭ целесообразно применять в сочетании с параболоцилиндрическими концентраторами, собирающими падающее от СКЭС СВЧ-излучение в щелевые волноводы, которые периодически в соответствии с локальной плотностью лучистого потока нагружаются на ЦПЭ.

Применение ЦПЭ позволяет при равной с полупроводниковыми преобразователями энергетической эффективности существенно снизить количество активных элементов ректенны (на 3—4 порядка), избежать их многократной последовательной коммутации и повысить устойчивость системы к перегрузкам.

Наземные приемно-преобразующие системы могут строиться и на комбинированной основе, т. е. включать и полупроводниковые, и мощные электровакуумные преобразователи. При этом их низковольтная полупроводниковая часть будет поставлять энергию для собственных нужд комплекса и близлежащим потребителям, а высоковольтная — обеспечивать энергоснабжение дальних потребителей [15].

В целом же можно заключить, что обоснованный выбор лучшей наземной приемно-преобразующей системы может быть осуществлен лишь на основе корректного решения достаточно сложной задачи структурно-параметрической оптимизации этой системы с учетом всех ее взаимосвязей как со СКЭС, так и с потребителями электроэнергии. При этом в число элементов сравниваемых систем независимо от типа преобразователей всегда должны включаться концентраторы СВЧ-излучения как устройства, позволяющие повысить эффективность процесса преобразования и снизить стоимость вырабатываемой электроэнергии.

Несколько иначе обстоит дело при передаче энергии от СКЭС к летательным аппаратам. Для преобразования СВЧ-излучения в электрический ток на борту КА, вероятно, наиболее целесообразно будет использовать полупроводниковые ректенны с легкой несущей основой типа проволочной сетки. Применение таких конструкций будет отвечать требованию минимизации удельных массоэнергетических показателей системы и упростит решение проблем согласования параметров падающего излучения и приемной апертуры, включая ее наведение на СКЭС в полете.

Энергию СВЧ-излучения можно использовать и непосредственно для ускорения рабочего тела в так называемых микроволновых ракетных двигателях (МВРД) летательных аппаратов. Такие двигатели имеют некоторые преимущества перед широко исследуемыми в последнее время лазерными ракетными двигателями (ЛРД), несмотря на то, что площадь приемной апертуры у МВРД должна быть на несколько порядков больше. Эти преимущества обусловлены следующими обстоятельствами. Во-первых, достигнутый КПД преобразователей первичной энергии в СВЧ-излучение выше, чем у лазеров соответствующих типов, а следовательно, затраты энергии на единицу тяги двигателя будут меньше. Передачу энергии от СКЭС к КА можно осуществлять в диапазоне более коротких радиоволн, чем при передаче ее на Землю, а это позволит повысить эффективность улавливания (перехвата) излучения и снизить размеры приемной апертуры.

Наконец, преобразование энергии лазерного излучения в кинетическую энергию истекающего из двигателя рабочего тела предполагается осуществлять с использованием нагрева последнего, т. е. через стадию преобразования когерентного излучения в теплоту, что неизбежно приводит к снижению КПД двигателя. В то же время в МВРД энергия СВЧ-излучения может быть непосредственно преобразована в кинетическую энергию истекающего из двигателя потока ускоренных частиц в устройствах, получивших название циклотронных резонансных ускорителей плазмы (ЦРУП) [104]. Предельный теоретический КПД таких ускорителей равен 100 %.

Разработан проект МВРД для межорбитального транспортного аппарата, предназначенного для перевозки грузов с низких орбит на геостационарную [104]. Двигательная установка включает веркальную антенну диаметром 600 м, которая концентрирует отраженное СВЧ-

излучение на двух ЦРУП. Туда же из бака подается азот, используемый в качестве рабочего тела МВРД. В ЦРУП под действием сконцентрированного СВЧ-излучения происходит ионизация рабочего тела и его разгон до очень высоких скоростей. По предварительным оценкам, удельный импульс такого двигателя должен составить  $6 \cdot 10^4$  м/с, КПД будет равен 60 %, а тяга около  $157 \cdot 10^3$  Н. Значения КПД и удельного импульса МВРД близки к аналогичным показателям одного из наиболее эффективных электро-ракетных двигателей — ионного или электростатического, однако плотность тяги неизмеримо выше. Следовательно, МВРД сочетает в себе достоинства двигателей больших и малых тяг и позволяет производить транспортировку грузов в космосе быстро и экономично.

Заметим, что и нагрев газа в тепловых МВРД может быть осуществлен с большей эффективностью, чем в ЛРД, так как коэффициент поглощения электромагнитного излучения возрастает при увеличении его длины волны [103], но такой способ преобразования энергии СВЧ-колебаний в кинетическую энергию рабочего тела двигателя представляется менее перспективным.

### ПРОЕКТЫ СОЛНЕЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЭНЕРГОСТАНЦИЙ

То, что казалось несбыточным на протяжении веков, что вчера было лишь дерзновенной мечтой, сегодня становится реальной задачей, а завтра — свершением.

*С. П. Королев*

Практически все рассмотренные в предыдущих главах способы и системы преобразования солнечной энергии в энергию СВЧ-излучения и передачи ее на Землю нашли воплощение в проектах СКЭС, которые на протяжении уже почти двух десятилетий разрабатываются в различных странах. Уровни научного обоснования и инженерно-конструкторской проработки технических решений в этих проектах варьируются в довольно широких пределах — от идей, изложенных в общем виде, до детального, поэтапного расчета станций. Во всех случаях авторы пытаются найти наиболее прогрессивные пути решения проблем, возникающих при проектировании систем СКЭС, изыскивают возможности снижения их удельных массогабаритных и стоимостных показателей, увеличения ресурса, упрощения технологии. И с этой точки зрения анализ проектов СКЭС представляет несомненный интерес не только для будущих разработчиков станций, но и для специалистов, которые сегодня занимаются проблемами развития космической гелиоэнергетики.

Все известные проекты СКЭС основаны главным образом на двух рассмотренных выше способах преобразования солнечной энергии — тепловом и фотоэлектрическом. Определенное внимание уделяется в последнее время и способам прямого преобразования солнечного излучения в радиочастотное, однако детальные проектные проработки таких СКЭС не проводились. Следуя принятой последовательности анализа процессов преобразования солнечной энергии, рассмотрим вначале проекты тепловых СКЭС.

## 4.1. Тепловые СКЭС

Отмеченные ранее преимущества газотурбинных преобразователей (см. раздел 2.3) явились причиной того, что на начальных этапах развития концепции тепловых СКЭС основное внимание уделялось проектам станций с преобразователями именно этого типа.

Все известные проекты СКЭС с ГТП были разработаны американской фирмой «Боинг». Первый из них, опубликованный в 1973 г. [109], предусматривал создание много-

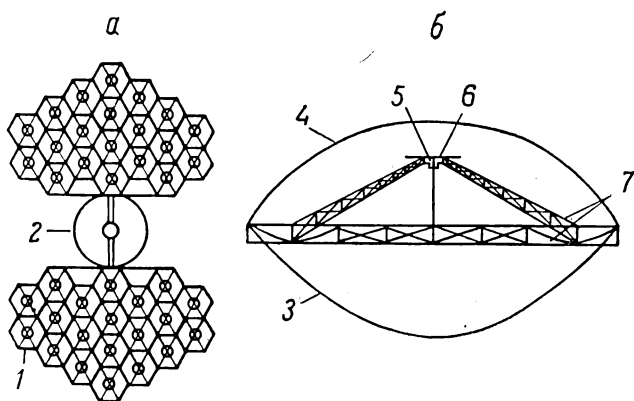


Рис. 4.1. Схема многомодульной СКЭС с газотурбинными преобразователями [109].

а — общий вид: 1 — энергетический модуль, 2 — передающая антенна; б — энергетический модуль: 3 — пленочный отражатель, 4 — прозрачная пленка, 5 — приемник излучения, 6 — холодильник-излучатель, 7 — силовая конструкция.

модульной системы (рис. 4.1), состоящей из 40 солнечных газотурбинных установок (модулей) с выходной электрической мощностью каждой около 500 МВт (мощность на шинах приемной ректенны 10 ГВт). Модули объединены в два конструктивных блока, между которыми расположена передающая антенна. Каждая установка (рис. 4.1, б) состоит из надувного параболического концентратора диаметром 1,45 км (алюминизированный майлар толщиной 12,5 мкм), одноконтурного регенеративного ГТП с гелий-аргоновой смесью в качестве рабочего тела, холодильника-излучателя (ХИ) и несущей конструкции, объединяющей концентратор с приемником и преобразователем. Максимальная температура стенок приемника около  $2000^{\circ}\text{C}$ , температура газа на входе в турбину  $T_{\text{гmax}} =$

$=1650^{\circ}\text{C}$ , отношение температур в цикле  $T_x/T_r=1/3$ , эффективный КПД ГТП порядка 30 %. Удельная масса модуля на единицу вырабатываемой на борту электрической мощности около 2.2 кг/кВт.

Следует отметить, что расчетные оценки в данном проекте носили сугубо приближенный характер и были слишком оптимистичными. Так, например, совершенно очевидно, что надувной отражатель предложенной конструкции не может обеспечить степень концентрации, не-

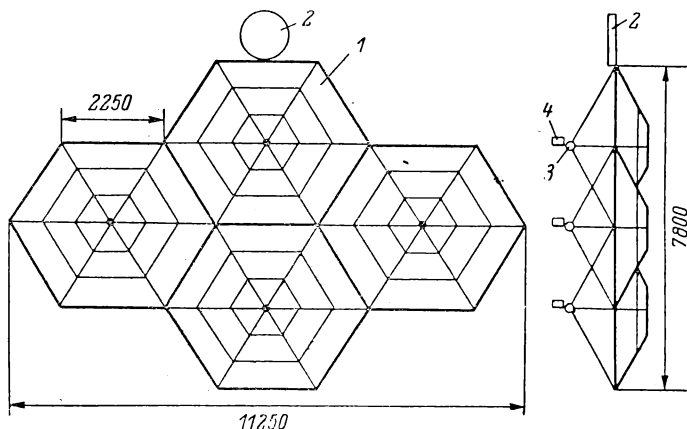


Рис. 4.2. Схема четырехмодульной СКЭС с газотурбинными преобразователями (размеры указаны в метрах) [107].

1 — фацетный концентратор; 2 — антенна; 3 — приемник с преобразователями; 4 — холодильник-излучатель.

обходимую для получения температуры порядка  $2000^{\circ}\text{C}$  с учетом реально достижимой точности отражающей поверхности.

В дальнейшем проект СКЭС с ГТП подвергся значительным изменениям. В 1975 г. был предложен вариант тепловой СКЭС на базе ГТП с существенно укрупненными модулями [119, 120]. При этой же полезной мощности на Земле (10 ГВт) СКЭС в данном проекте включала всего четыре модуля, выходная электрическая мощность каждого из которых составляет около 3.6 ГВт. На рис. 4.2 показана общая компоновка и размеры этого варианта СКЭС.

Несущая конструкция станции образована из элементов ферменного типа, которые предполагается доставлять в космос в сложенном состоянии и разворачивать на ор-

бите сборки с помощью тросов. Основной конструкционный материал — алюминий, хотя рассматривалась также возможность применения композиционных материалов.

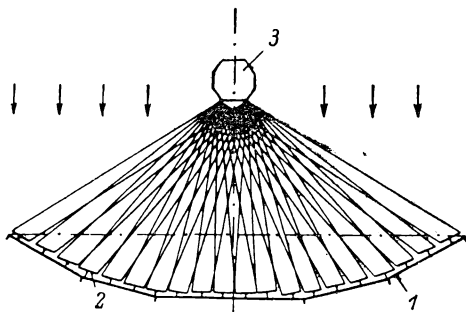


Рис. 4.3. Факетный концентратор для СКЭС с ГТН [107].

1 — силовая рама; 2 — факета; 3 — приемник с преобразователями.

Концентратор каждого модуля СКЭС имеет квазипараболоидную конфигурацию и состоит из большого количества отдельных факет, установленных на общей раме

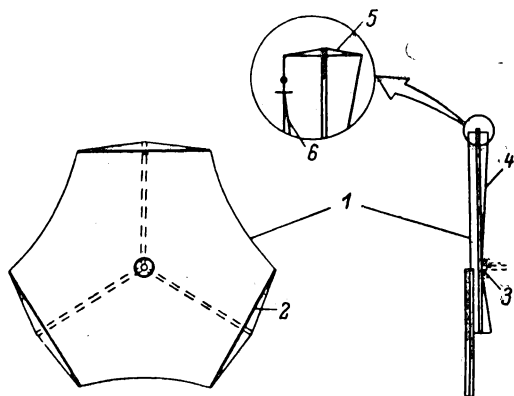


Рис. 4.4. Пленочная факета.

1 — отражающая пленка; 2 — каркас; 3 — центральная опора с сервомеханизмом; 4 — пружина; 5 — коромысло; 6 — резервный слой пленки.

(рис. 4.3). Энергетический коэффициент концентрации, характеризуемый отношением средней плотности лучистого потока в плоскости входного отверстия приемника к плотности солнечного излучения, для обеспечения требуемой температуры в приемнике порядка 1500 К

должен быть равен 3600. С учетом зазоров между факетами, неточностей их установки и формы, неполноты отражения, краевого эффекта и других факторов геометрический коэффициент концентрации, который характеризуется отношением площади миделя концентратора к площади входного отверстия приемника, в данном случае должен быть около 6000. Общее количество факет

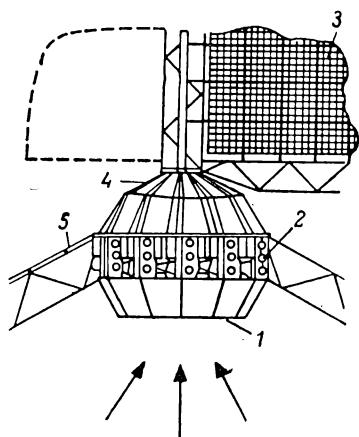


Рис. 4.5. Приемник сконцентрированного излучения с ГТП и холодильником-излучателем [107].

1 — входное отверстие; 2 — ГТП; 3 — панель холодильника-излучателя; 4 — трубопроводы от ГТП к холодильнику-излучателю; 5 — силовые электрошпильки.

на входном отверстии приемника при всех колебаниях несущей конструкции концентратора в процессе эксплуатации СКЭС. Предусматривается также возможность замены переднего слоя отражающей пленки при ухудшении ее качества на второй, резервный слой с помощью специально пружинного механизма.

Полостной приемник приближенно сферической конфигурации (рис. 4.5) состоит из 48 плоских панелей различной формы, имеющих жесткий каркас и заполненных теплоизоляционным материалом. Внутри приемника расположены трубопроводы теплообменника, в котором происходит нагрев рабочего тела ГТП. На наружной стороне панелей, образующих центральный пояс приемника, установлено 12 ГТП мощностью 300 МВт каждый. Преобразователи соединены с панелями ХИ трубопроводами,

на одном концентраторе было выбрано равным 52 000, хотя для уменьшения стоимости системы целесообразно иметь меньшее количество факет (порядка 20 000).

Факета (рис. 4.4) представляет собой шестигранник, состоящий из легкого каркаса и натянутой на него алюминизированной пленки. Расстояние между параллельными кромками 18 м. Каждая факета снабжена автономной системой наведения, которая с помощью сервомеханизма, управляемого специальными датчиками, обеспечивает ее повороты относительно двух осей в пределах  $\pm 5^\circ$ , для того чтобы постоянно удерживать отраженный луч на

В которых циркулирует жидкометаллический теплоноситель. Электроэнергия от генераторов собирается кольцевой шиной, окружающей приемник, и передается к системе распределения энергии СКЭС через шину, идущую вдоль одной из опор приемника.

В качестве рабочего тела ГТП в данном проекте предполагалось использовать гелий. Температура газа на выходе из приемника (на входе в турбину)  $T_{r_{\max}} = 1300 \text{ К}$ , на выходе из ХИ  $T_{x_{\min}} = 500 \text{ К}$ , эффективный КПД газотурбинного преобразователя 37 %.

Общая сводка КПД и масс элементов системы преобразования солнечной энергии для данного проекта СКЭС представлена в табл. 4.1. Удельная масса системы преобразования энергии на единицу вырабатываемой на борту электрической мощности в данном случае составляет около 4.3 кг/кВт.

Т а б л и ц а 4.1

Параметры элементов системы преобразования энергии СКЭС с ГТП  
[119, 120]

Элементы СКЭС	КПД	Масса, т
Концентраторы	0.58	17600
Приемники	0.87	4500
Газотурбинные преобразователи	0.37	13750
Электродвигатели	0.98	6870
Холодильники-излучатели	—	19000
Полное значение	0.183	61720

П р и м е ч а н и е. КПД концентратора определяется произведением КПД отдельных фацет (0.84) на КПД зеркала в целом (0.69).

Одной из основных проблем обеспечения эффективного функционирования СКЭС с ГТП, как и любой СКЭС с тепловой системой преобразования солнечной энергии, работающей при высоких температурах, является точная ориентация концентраторов на Солнце в условиях воздействия градиентов гравитационных сил, солнечного давления и других возмущающих факторов. В данном проекте в качестве исполнительных органов системы ориентации, стабилизации и коррекции орбиты СКЭС предполагалось использовать электроракетные двигатели.

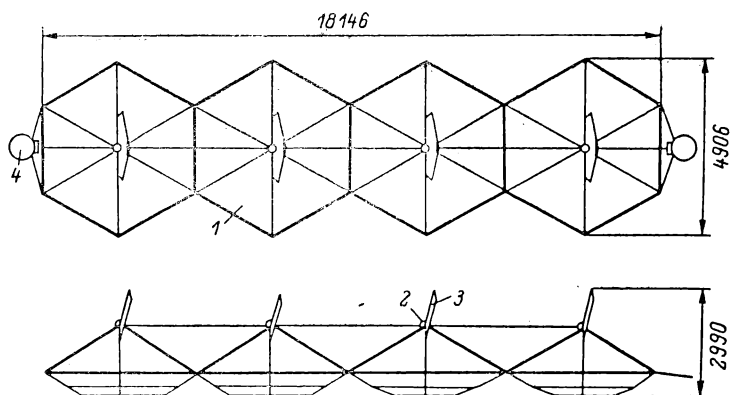


Рис. 4.6. Модифицированный проект четырехмодульной СКЭС с ГТП (размеры указаны в метрах).

1 — концентратор; 2 — приемник; 3 — холодильник-излучатель; 4 — антенна.

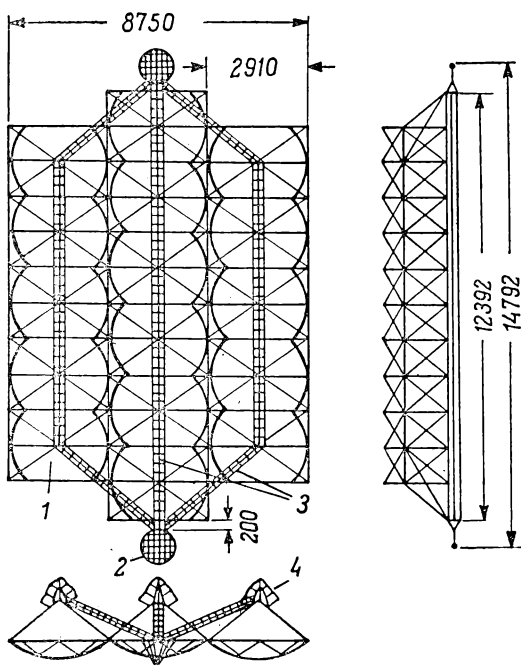


Рис. 4.7. Схема шестнадцатимодульной СКЭС с ГТП (размеры указаны в метрах) [120].

1 — концентратор; 2 — антенна; 3 — силовые электрошины; 4 — холодильник-излучатель.

В процессе последующих проработок и исследований четырехмодульный проект тепловой СКЭС с ГТП подвергся некоторой модификации. С целью повышения эффективности ориентации и стабилизации СКЭС была изменена общая конфигурация станции (рис. 4.6): все модули были расположены вдоль одной оси. Число facets каждого концентратора было уменьшено до 16 800. В качестве основного конструкционного материала был выбран углепласт (графитоэпоксидная композиция). Материал пленочных facets — алюминизированный каптон толщиной 8 мкм. Число ГТП на приемнике увеличено с 12 до 16 при выходной электрической мощности каждого из них 300 МВт, что было связано с уточнением КПД системы генерации, передачи и преобразования СВЧ-излучения. В качестве рабочего тела ГТП используется гелий-ксеноновая смесь. Температура газа на входе в турбину составляет 1620 К, а КПД ГТП с электрогенератором около 44 %. Общая масса станции 102 тыс. т [89].

В дальнейшем был разработан еще один проект СКЭС с ГТП (рис. 4.7), также рассчитанный на получение 10 ГВт электрической мощности на Земле [90, 119]. Количество энергетических модулей в этом проекте увеличено до 16. Основой каждого модуля является facetный концентратор размером (в плане)  $2057 \times 2910$  м, который представляет собой симметричную вырезку из параболоида. Устройство facets такое же, как и в рассмотренных выше проектах. Предполагается, что для компенсации ухудшения оптических характеристик отражающей поверхности из-за воздействия космической радиации и микрометеоритов за 30 лет функционирования площадь концентратора должна быть увеличена на 47 % по сравнению с требуемой при исходных параметрах СКЭС. Общая площадь проекции солнечного коллектора около 81 м<sup>2</sup>.

Приемник каждого модуля имеет цилиндрическую форму, и на его поверхности установлено четыре ГТП с электрогенераторами мощностью 275 МВт каждый. Диаметр приемника 102 м, диаметр входного отверстия 64 м.

Турбогенератор ГТП имеет шестиступенчатую осевую турбину и шестнадцатиступенчатый осевой компрессор. Ротор турбогенератора поддерживается газовыми подшипниками. В качестве материала лопаток турбины предполагается использовать карбид кремния. В системе используются электрогенераторы постоянного тока с вы-

ходным напряжением 42 кВ. Электроэнергия передается к антенне по алюминиевым шинам.

Система отвода тепла от ГТП включает жидкометаллический контур с эвтектикой NaK, которая переносит тепло к панелям ХИ, состоящим из тепловых труб с водой в качестве рабочей жидкости. Ребра в конструкции ХИ не используются. На каждом модуле СКЭС установлено четыре панели ХИ (по одной на каждый ГТП). Для охлаждения четырех электрогенераторов используются ХИ меньших размеров.

В качестве рабочего тела ГТП используется гелий-ксеноновая смесь. Температура газа на входе в турбину 1610 К. Средняя температура ХИ, определенная из условия получения минимальной массы всей системы, составляет 480 К. Эффективный КПД ГТП (с учетом потерь в подшипниках и системе охлаждения дисков турбины) равен 0.439.

Ниже приведено распределение масс (т) элементов рассматриваемой СКЭС:

Система теплоотвода . . . . .	30961	Турбокомпрессоры . . . . .	1950
СВЧ-система и скользящие контактные кольца	15370	Система охлаждения электрогенераторов . . . . .	820
Приемники излучения . . . . .	9070	Электрокоммутационные элементы . . . . .	400
Рекуператоры и теплообменники . . . . .	4080	Система ориентации и стабилизации станции	340
Электрогенераторы . . . . .	4320	Расходуемые материалы на год . . . . .	200
Факеты . . . . .	4200	Прочие элементы . . . . .	1620
Система распределения электроэнергии . . . . .	3370		
Конструкция . . . . .	2730		
		Итого	79431

Анализ параметров СКЭС в рассмотренных выше проектах подтверждает, что для получения высокого КПД в системах преобразования солнечной энергии на основе ГТП необходимо реализовать большой перепад температур. С учетом характерных для газов низких коэффициентов теплоотдачи это приводит к необходимости поддержания очень высоких температур в приемнике (до 2000 К), а следовательно, к необходимости высокой концентрации солнечного излучения с вытекающими отсюда повышенными требованиями к точности геометрии отражающих поверхностей зеркал и точности их наведения на Солнце. При уменьшении же верхней температуры цикла ГТП для поддержания высокого КПД нужно заметно снизить темпе-

ратуру отвода тепла, что приведет к значительному увеличению размеров и массы ХИ, являющегося наиболее тяжелым элементом тепловых СКЭС.

Использование на СКЭС паротурбинных преобразователей, обладающих более высокой внутренней энергетической эффективностью (см. раздел 2.3), дает возможность существенно уменьшить перепад температур в системе преобразования энергии СКЭС, не снижая ее КПД. При этом улучшаются удельные массовые характеристики теплообменников, турбоагрегатов и преобразователя в целом, снижаются требования к точностным характеристикам системы концентрации солнечного излучения и т. д. Поэтому, несмотря на проблемы, связанные с двухфазностью рабочего тела в ПТП и агрессивностью жидких металлов по отношению к конструкционным материалам, разработчики проектов СКЭС, в частности фирма «Боинг», отдававшая ранее явное предпочтение ГТП, пришли к выводу, что более подходящими для тепловых СКЭС являются паротурбинные преобразователи, работающие по циклу Ренкина на жидком металле [107]. К числу наиболее оптимальных рабочих тел таких преобразователей относятся калий и цезий, однако дефицитность последнего с учетом количества, требуемого для СКЭС, вынуждает отдать предпочтение калию.

В 1978 г. был опубликован проект СКЭС с ПТП на калии, схема которой изображена на рис. 4.8, а. Станция состоит из 16 энергетических модулей, каждый из которых (рис. 4.8, б) включает фасетный концентратор, опоры приемника и так называемую фокальную сборку.

Концентратор содержит 7250 неподвижных плоских шестигранных фасет площадью  $1000 \text{ м}^2$  каждая, изготовленных из алюминизированного каптона толщиной 3 мкм с коэффициентом отражения в начале срока службы, равным 0.9. Использование в данном проекте СКЭС неподвижных фасет оказалось возможным благодаря тому, что на входе в приемник предполагается установить вторичный комбинированный концентратор (рис. 4.8, в), состоящий из параболоторического фокона и цилиндрического зеркала. Применение такого дополнительного отражателя несколько увеличивает световые потери в системе концентратор—приемник, однако дает возможность снизить требования к точностям установки фасет и ориентации основного зеркала на Солнце, что в целом приводит к упроще-

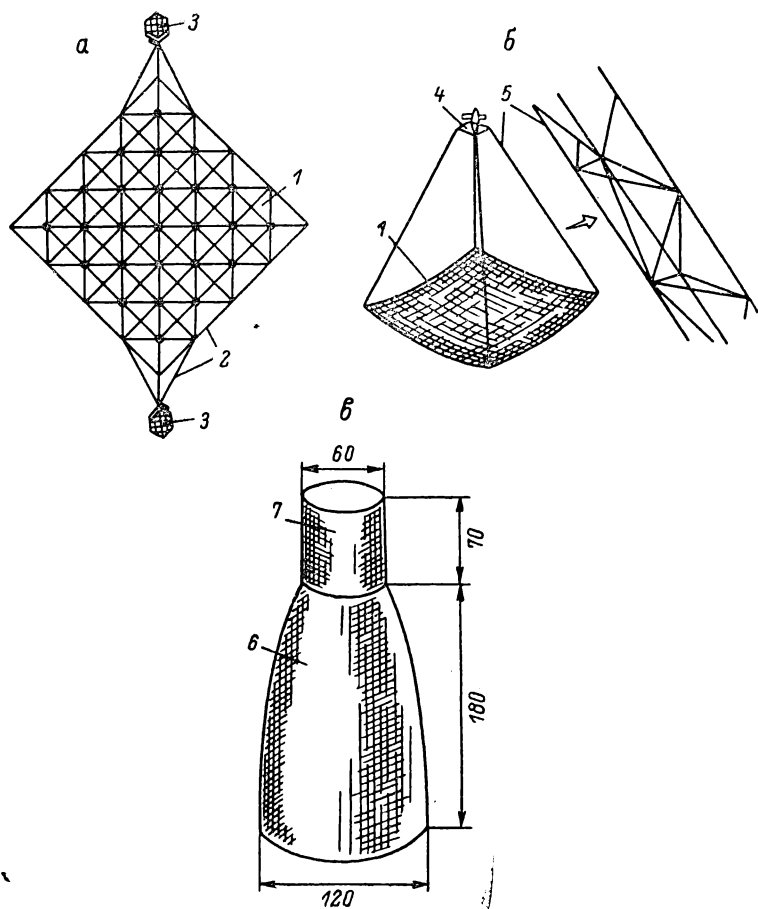


Рис. 4.8. Схема многомодульной СКЭС с паротурбинными преобразователями (размеры указаны в метрах) [36].

*a* — общий вид; *б* — энергетический модуль; *в* — вторичный концентратор, установленный на входе в приемник излучения. 1 — концентратор; 2 — несущая конструкция; 3 — антенна; 4 — ПТП с холодильником-излучателем; 5 — силовая ферменная балка; 6 — параболоторический фокон; 7 — цилиндрический отражатель,

нию системы преобразования энергии и снижению ее стоимости.

На полостном приемнике цилиндрической формы установлено 36 одноконтурных ПТП с турбогенераторами, имеющими выходную электрическую мощность 32 МВт каждый. Парокалиевая турбина осевая, пятиступенчатая, с гидродинамическими подшипниками. Электрогенератор постоянного тока имеет выходное напряжение 41 кВ. Для прокачки рабочего тела в контуре ПТП используется электромагнитный насос. Панели ХИ состоят из оребренных тепловых труб, соединенных с трубопроводом основного контура.

Температура пара перед турбиной 1242 К, за турбиной 932 К, температура конденсации около 600 К. Эффективный КПД ПТП 18.9 %, КПД электрогенератора 98.4 %.

Выходная электрическая мощность системы преобразования солнечной энергии 17.913 ГВт, полный КПД около 11 %.

Площадь фацетных концентраторов СКЭС 119 км<sup>2</sup>, общая площадь всех ХИ 1.15 км<sup>2</sup>.

Ниже приводится сводка масс (т) элементов тепловой СКЭС с калиевыми ПТП:

Система преобразования энергии:

несущая конструкция . . . . .	6254
отражающие фацеты . . . . .	1837
историчный концентратор . . . . .	324
полостной приемник . . . . .	1000
ПТП с электрогенераторами . . . . .	21933
холодильники-излучатели . . . . .	10769
рабочее тело . . . . .	6058

---

Всего 48715

Система распределения электроэнергии . . . . .	4978
Система генерирования и передачи СВЧ-излучения . . . . .	25212
Другие системы и элементы . . . . .	2662

---

Итого 81027

Анализ показывает, что данный проект СКЭС с ПТП был проработан весьма тщательно и приведенные оценки параметров системы преобразования энергии станций представляются достаточно обоснованными, особенно показатели энергетической эффективности.

В 1978 г. был разработан еще один проект СКЭС с паротурбинными преобразователями на жидких металлах

[92]. Снижение требований к точности геометрии отражающей поверхности зеркала в системах с ПТП привело к идее использования в этом проекте надувных стабилизируемых давлением концентраторов. Общий вид СКЭС, состоящей из двух крупных модулей, представлен на рис. 4.9. Здесь же указаны основные размеры станции.

Два концентратора диаметром 5 км из тонкой алюминизированной пленки поддерживают близкую к параболоидной форму за счет давления наполняющего их во-

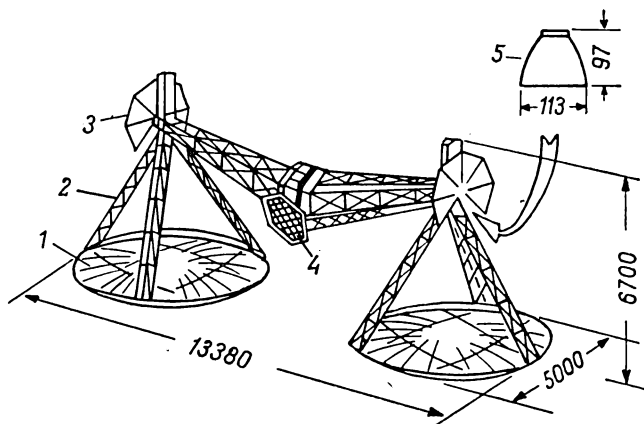


Рис. 4.9. Схема двухмодульной СКЭС с ПТП (размеры указаны в метрах) [92]

1 — надувной концентратор; 2 — силовые ферменные балки; 3 — холодильник-излучатель; 4 — антенна; 5 — вторичный концентратор.

дорода, равного  $690 \text{ кН/м}^2$ . На входе приемника расположен вторичный комбинированный отражатель с параболоторическим фоконом, компенсирующий влияние неточности отражающей поверхности основного концентратора и ошибок системы ориентации.

На каждом приемнике установлено 150 отдельных ПТП мощностью по 6 МВт. Температура парокалиевого потока на входе в турбину 1310 К, температура конденсации рабочего тела в ХИ 470 К. Эффективный КПД цикла 36 %. Отвод тепла от преобразователей каждого модуля осуществляется через ХИ с тепловыми трубами площадью  $1.53 \text{ км}^2$ .

Судя по опубликованным материалам, этот проект не был проработан до конца и в литературе встречаются его различные модификации [92, 100].

Сводка основных данных систем преобразования энергии рассмотренных выше проектов тепловых СКЭС представлена в табл. 4.2.

Фирма «Сандстренд» в США ведет разработки мощных (до 1200 кВт) ПТП с органическими рабочими телами (Даутерм, толуол), в том числе для солнечных энергоустановок космического назначения [101]. Общая наработка ресурса у них составляет более 150 млн. часов, КПД достигает 20 % и более при весьма умеренных температурах подвода тепла (600—700 К). В перспективе на основе разрабатываемых ПТП с ОРТ могут быть созданы достаточно мощные СКЭС.

Несколько проектов тепловых СКЭС с турбогенераторными преобразователями энергии представлено в отечественной литературе [45, 55]. Наиболее детально проработана система преобразования энергии СКЭС с ПТП, использующим в качестве рабочего тела аммиак. Верхняя температура цикла принята равной 873 К, нижняя 373 К. Эффективный КПД ПТП около 30 %, что соответствует коэффициенту использования  $\eta_e \approx 0.55$ . Выходная мощность единичного модуля 100 кВт.

В состав энергомодуля СКЭС входят следующие элементы: складной параболоцилиндрический концентратор солнечного излучения с холодильником-излучателем, расположенным с тыльной стороны; приемник излучения с дополнительными концентраторами; нагреватель и перегреватель паров аммиака с тепловым аккумулятором; паротурбинный преобразователь с регенератором; электрогенератор; система раскрытия; система автоматического регулирования.

Предполагается, что модуль мощностью 100 кВт может быть использован в качестве компоновочной единицы СКЭС любой мощности [55].

Известен ряд проектов СКЭС с теплоэлектрическими (статическими) преобразователями энергии. В одном из них предполагается использовать термоэмиссионные преобразователи [80].

Авторы проекта считают, что ТЭП является почти идеальным преобразователем для СКЭС, так как высокая температура отвода тепла позволяет существенно уменьшить массу ХИ, а слабая зависимость КПД ТЭП от плотности мощности в широком диапазоне изменения последней облегчает согласование характеристик СВИТ и подсистемы преобразования энергии. Модульный принцип по-

Основные данные тепловых систем преобразования солнечной энергии СКЭС

Тип преобразователи	Число энергомодулей и их выходная мощность, ГВт	Тип концентрирующей системы (диаметр концентратора или количество facets)	Число преобразователей в модуле и их выходная мощность, МВт	Рабочее тело преобразователи	Соотношение температур в цикле, К	КПД, %		Удельная масса системы преобразования, кг/кВт	Литература
						преобразователь тепловой энергии	система преобразования		
Газотурбинные	40/0.5	Надувная ( $D_k=1.5$ км)	1, 500	Гелий—аргон	$\frac{1650}{550}$	53	36	2.2	[109]
	4/3.6	Факетная (52 000)	12 по 300	Гелий	$\frac{1300}{500}$	37	18	4.3	[119, 120]
	4/4.8	Факетная (16 800)	16 по 300	Гелий—ксенон	$\frac{1620}{500}$	43	25	4.2	[89]
	16/1.1	Факетная	4 по 275	То же	$\frac{1610}{480}$	44	27	3.45	[90]
	16/1.15	Факетная (7250) с вторичным концентратором на приемнике	36 по 32	Калий	$\frac{1242}{600}$	19	11	2.7	[107]
Паротурбинные	2 по 9	Надувная ( $D_k=5$ км) с вторичным концентратором	150 по 60	»	$\frac{1310}{470}$	36	—	—	[92]

строения этой подсистемы создает избыточность, необходимую для гарантии ее высокой надежности. Проведенные испытания ТЭП свидетельствуют о возможности обеспечения ресурса непрерывной работы преобразователя до 5 лет и более при температуре эмиттера около 2000 К.

Результаты упрощенного параметрического исследования показали, что при увеличении плотности тока до 20 А/см<sup>2</sup> и «барьерном индексе» 2.1 В (ТЭП первого поколения) масса системы преобразования энергии СКЭС с ТЭП должна быть примерно такой же, как масса системы на основе ГТП, а при уменьшении «барьерного индекса» до 1.5 В (ТЭП второго поколения) система с ТЭП будет почти в 1.5 раза легче. Расчетная выходная электрическая мощность систем принималась равной 18 ГВт.

Однако, как показал анализ исходных данных, принятых в работе [80], при расчетах не учитывалось увеличение удельной массы концентратора солнечного излучения при возрастании максимальной рабочей температуры преобразователя от 1600 (ГТП) до 1900 К (ТЭП). Увеличение общей массы концентратора в системе с ТЭП определяется лишь ростом потерь за счет теплового излучения из приемника. В то же время очевидно, что именно трудности обеспечения требуемой точности отражающей поверхности громадного концентратора СКЭС и точности его наведения на Солнце, которые при температуре приемника порядка 2000 К характеризуются величинами 5—10 угл. мин. [24], являются главным препятствием на пути использования ТЭП в системах преобразования энергии СКЭС. Поэтому оптимизм авторов данного проекта представляется недостаточно обоснованным.

Рассматривалась возможность применения в системе преобразования энергии СКЭС и так называемого термо-диэлектрического преобразователя, работа которого основана на свойстве некоторых материалов изменять величину диэлектрической проницаемости при изменении температуры [78]. Судя по приведенным оценкам, высокая внутренняя энергетическая эффективность такого преобразователя, характеризуемая коэффициентом использования  $\eta_e = 0.7$ , позволяет получить эффективный КПД порядка 37 % при температурах подвода и отвода тепла 650 и 306 К соответственно. Это в свою очередь дает возможность применять в системе более простые и менее точные параболоцилиндрические концентраторы,

которые можно использовать и в качестве холодильников-излучателей.

Несмотря на очевидные потенциальные достоинства такой системы преобразования, работы над этим проектом не получили существенного развития, вероятно ввиду сложности технической реализации эффективных термодиелектрических преобразователей.

## 4.2. Фотоэлектрические СКЭС

Отмеченные ранее достоинства и возможности дальнейшего совершенствования фотоэлектрических преобразователей солнечной энергии, их широкое и успешное применение в качестве источников электроэнергии на современных КА явились причинами разработки большого количества проектов СКЭС на основе преобразователей именно этого типа.

Первым из них является проект, разработанный группой фирм под руководством П. Глейзера [85], который в 1968 г. предложил и в 1973 г. запатентовал [84, 86] техническое решение фотоэлектрической СКЭС. Конструктивно-компоновочная схема СКЭС в процессе развития этого проекта несколько раз видоизменялась и в конечном итоге была выбрана базовая конструкция, изображенная на рис. 4.10, а.

СКЭС состоит из двух прямоугольных СБ размером приблизительно  $5 \times 6$  км и расположенной между ними передающей СВЧ-антенны диаметром около 1 км, которая укреплена на центральной мачте станции, используемой для сбора и передачи электроэнергии. Антенна соединена с мачтой шарнирным устройством с токосъемными контактными кольцами, позволяющими поворачивать ее вокруг мачты на  $360^\circ$  и в перпендикулярном направлении на  $\pm 8^\circ$ . СБ связаны между собой непрерывной несущей конструкцией, изготовленной из диэлектрика, что позволяет, в частности, исключить взаимодействие СВЧ-излучения с элементами конструкции при вращении антенны.

В данном проекте СКЭС предполагалось использовать кремниевые ФЭП толщиной 50 мкм и плоские пленочные отражатели, обеспечивающие двукратную концентрацию солнечного излучения (рис. 4.10, б). Номинальный КПД ФЭП в этих условиях равен 13,7 %. К концу пятого года с начала сооружения СКЭС КПД должен уменьшиться

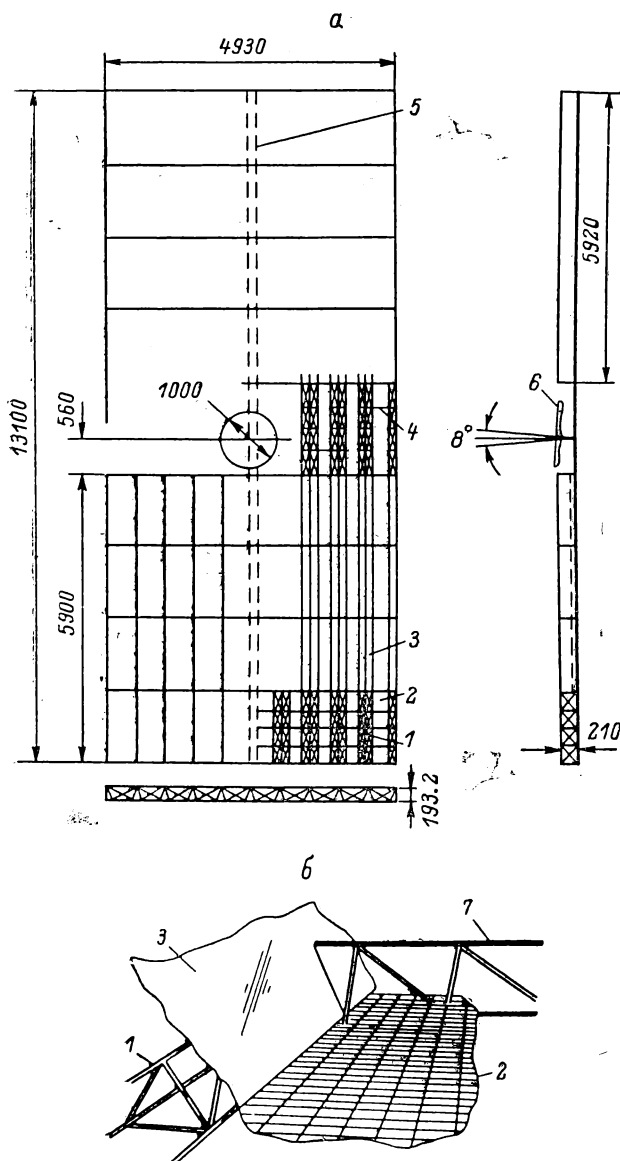


Рис. 4.10. Схема фотоэлектрической СКЭС с кремниевыми ФЭП и плоскими пленочными концентраторами (размеры указаны в метрах).

*a* — общий вид; *б* — фрагмент системы преобразования солнечной энергии. 1 — несущая конструкция; 2 — панели СБ; 3 — отражатели; 4 — диэлектрическая часть несущей конструкции; 5 — силовая мачта; 6 — передающая антенна; 7 — электрическая силовая шина.

Таблица 4.3

Массы подсистем и элементов СКЭС (тыс. т)

Подсистемы и элементы	Мощность, ГВт	
	5	10
Солнечные батареи:		
панели	7.83	15.66
концентраторы	1.23	2.46
несущая конструкция из непроводящих материалов	2.33	4.58
шины, переключатели	0.27	0.31
мачта ( $D=100$ м)	0.64	0.97
СВЧ-система:		
СВЧ-генераторы	2.33	4.66
распределители мощности	0.54	0.72
блок управления фазировкой	0.13	0.28
волноводы	2.31	4.60
конструкция	0.14	0.28
блок управления контуром	0.10	0.20
Шарнирный узел:		
механизм	0.066	0.093
конструкция	0.106	0.106
Система управления:		
испольнительные механизмы	0.012	0.015
рабочее тело (за год)	0.024	0.040
Полная масса	18.06	34.38

до 11.3 %, а предполагаемая суммарная степень деградации СБ за 30 лет составит около 20 %.

При заданной мощности 5 ГВт на выходных шинах приемной ректенны СБ станции должны вырабатывать приблизительно 8.8 ГВт электрической мощности. Эта цифра в сочетании с КПД ФЭП определяет размеры СКЭС, а конструктивные проработки позволяют оценить массы ее подсистем и элементов. Соответствующие данные для двух вариантов СКЭС рассматриваемой схемы, рассчитанных на получение 5 и 10 ГВт выходной мощности на Земле, представлены в табл. 4.3.

Анализ распределения массы СКЭС показывает, что ее основная часть приходится на систему преобразования солнечной энергии и систему генерирования и передачи СВЧ-излучения. Удельная масса первой из этих систем на единицу вырабатываемой на борту электрической мощности составляет в среднем около 1.35 кг/кВт, что в 10—15 раз меньше удельной массы лучших образцов современных солнечных батарей.

При расчете конструкции СКЭС должны учитываться нагрузки, действующие на станцию как в процессе ее транспортировки на рабочую орбиту, так и при функционировании на ГСО. Анализ показал [85], что при использовании для транспортировки ЭРД, равномерно распределенных по всей поверхности станции, и достаточно длительном времени перехода станции с опорной орбиты на рабочую (около 100 суток) возникающие при движении нагрузки оказываются вполне приемлемыми для данной конструкции. Нагрузки, действующие на СКЭС при управлении ее пространственной ориентацией и стабилизацией на ГСО, приблизительно на порядок меньше допустимых, и их можно не учитывать при расчете несущей конструкции станции.

Более опасными являются тепловые напряжения, возникающие в элементах СКЭС в периоды ее затенений на ГСО. Влияние температурных градиентов уменьшается, если несущая конструкция изготовлена из композиционных материалов, например из углепластов. При выборе материалов и конструкции станции необходимо также принимать меры, предотвращающие накопление статического электрического заряда на СКЭС и ее отдельных элементах при взаимодействии с космической плазмой.

Для обеспечения требуемой эффективности преобразования и передачи энергии панели СБ рассматриваемой СКЭС должны быть ориентированы на Солнце с точностью  $\pm 0.5^\circ$ , а антенна наводится на приемную систему на Земле с точностью  $\pm 1^\circ$ . При этом антенна должна непрерывно вращаться вокруг опорной мачты (1 оборот в сутки), а панели находиться в постоянно ориентированном на Солнце состоянии.

Решение задачи высокоточного управления положением станции на орбите затрудняется из-за наличия целого ряда возмущающих воздействий, которые обусловлены давлением солнечного света, влиянием гравитационных полей Солнца и Луны, реактивной отдачей СВЧ-излучения (антенна СКЭС представляет собой своего рода фотонный двигатель), эллиптичностью экваториальной плоскости Земли, взаимодействием с магнитными полями, моментами сил трения в шарнирных соединениях и т. д. Все эти возмущения могут оказать существенное влияние на положение СКЭС и параметры орбиты, если не предусмотреть компенсирующее их управление объектом с помощью специальной двигательной системы.

Т а б л и ц а 4.4

## Управление положением СКЭС

Возмущающие факторы	Последствия возмущений	Время коррекции, сут	Требуемое приращение $\Delta V_x$ , м/с	Требуемая тяга, Н
Гравитационные потенциалы Солнца и Луны	Изменение наклона орбиты	365	45.7	602
Давление солнечного света	Изменение эксцентриситета	57	146.0	905.8
	Изменение высоты	Непрерывно	23	8.5
Реактивная отдача СВЧ-излучения	Изменение высоты орбиты	57	9	8.0
Эллиптичность экваториальной плоскости Земли	Продольный дрейф спутника на орбите	57	2	8.5

Для рассматриваемого проекта СКЭС были определены энергозатраты на компенсацию основных возмущений и требования к двигательной системе станции, обобщенные в табл. 4.4.

Для ориентации, стабилизации и коррекции орбиты СКЭС предполагается использовать ионные двигатели, питающиеся от СБ станции и использующие в качестве рабочего тела аргон. По предварительным оценкам, только для компенсации дрейфа орбиты по высоте и углу наклона потребуется около 1400 двигателей, которые должны будут работать в общей сложности в течение 5—40 суток. При удельном импульсе порядка 80 тыс. м/с годовой расход рабочего тела двигателей СКЭС, обеспечивающий получение полезной выходной мощности на Земле 10 ГВт, должен составить около 40 тыс. кг.

Несмотря на детальную проработку проекта в целом оценки параметров данной СКЭС следует рассматривать как слишком оптимистичные. Об этом, в частности, свидетельствуют результаты последующих проектных разработок фотоэлектрических СКЭС.

Так, например, фирмой «Боинг» был разработан проект СКЭС с кремниевыми ФЭП без концентраторов, рассчитанной на получение 10 ГВт электрической мощности на выходных шинах двух приемных ректенн на Земле [110].

СКЭС представляет собой сплошную прямоугольную ферменную конструкцию (рис. 4.11) размером  $21.3 \times 5.3 \times 0.47$  км, на торцах которой расположены две передающие антенны диаметром около 1 км. Станция со-

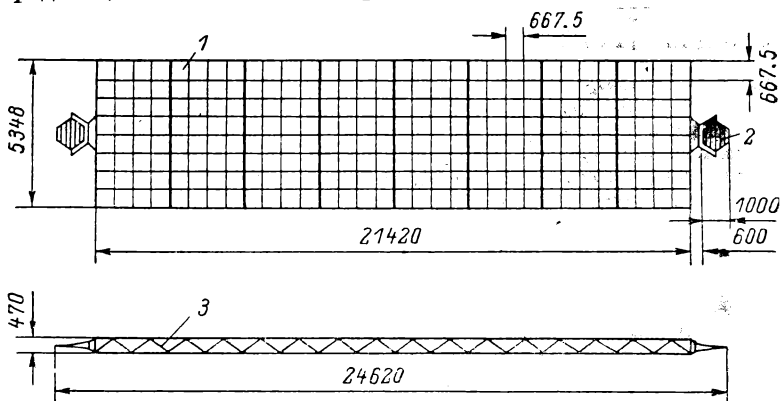


Рис. 4.11. Схема фотоэлектрической СКЭС с кремниевым ФЭП без концентраторов излучения (размеры указаны в метрах).

1 — панели СБ; 2 — передающие антенны; 3 — несущая конструкция.

стоит из восьми отдельных модулей, а каждый модуль содержит 32 отсека размером  $0.66 \times 0.66$  км. Основным материалом несущей конструкции станции является углепласт.

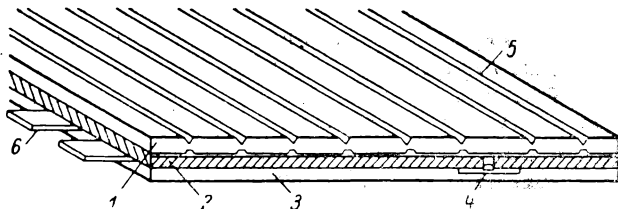


Рис. 4.12. Структура ФЭН СКЭС.

1 — защитное покрытие; 2 — кремниевый слой; 3 — подложка; 4 — межэлементные соединения; 5 — насечка на защитном покрытии; 6 — межмодульные электроштыри.

Общий вид фотоэлектрических преобразователей этой СКЭС представлен на рис. 4.12.

КПД системы преобразования энергии СКЭС, определенный с учетом всех видов потерь, составляет около 12 %, а КПД линии генерации, передачи и преобразова-

ния СВЧ-излучения — около 60 % [77]. Соответственно электрическая мощность, генерируемая СБ станции, должна быть около 17 ГВт.

Ниже представлена сводка масс (т) элементов СКЭС, дающая достаточно полное представление о структуре станции [110]:

Солнечная батарея:

несущая конструкция . . . . .	5385.0
вращающиеся узлы . . . . .	66.0
система преобразования солнечной энергии . . . . .	43750.0
система распределения электроэнергии . . . . .	2398.4
система ориентации и стабилизации . . . . .	179.0

---

Всего 51779.2

Система генерации и передачи СВЧ-излучения:

конструкция антенны . . . . .	500.0
система управления антенной . . . . .	11.0
система распределения электроэнергии . . . . .	5866.2
антенная решетка с клистроном . . . . .	18846.0

---

Всего 25223.2

Общая масса СКЭС . . . . . 77002.4

Запас по массе (26.6 %) . . . . . 20482.6

Предполагаемая действительная масса СКЭС . . . . . 97485.0

Довольно значительный запас по массе (26.6 %) связан с неопределенностью исходной информации о конструктивных параметрах многих элементов СКЭС и установлен на основании специально проведенного вероятностного анализа массогабаритных показателей станции.

Следует обратить внимание на то, что общая масса СКЭС в данном проекте (97 485 т) почти в 3 раза больше массы СКЭС такой же мощности в проекте П. Глейзера (34 380 т). Это свидетельствует о необходимости критического подхода к публикуемым данным по СКЭС и тщательного анализа путей и методов их получения.

Удельная масса солнечных батарей (без системы управления), т. е. масса, приходящаяся на единицу вырабатываемой на борту станции электрической мощности, в данном случае составляет около 3 кг/кВт.

Еще один проект фотоэлектрической СКЭС, рассчитанной на получение 5 ГВт электрической мощности на Земле, был разработан фирмой «Рокуэлл интернейшнл». Эта СКЭС существенно отличается от ранее рассмотренных и представляет собой трехжелобную двухъярусную вытянутую конструкцию (рис. 4.13) длиной 21.3 км и шириной

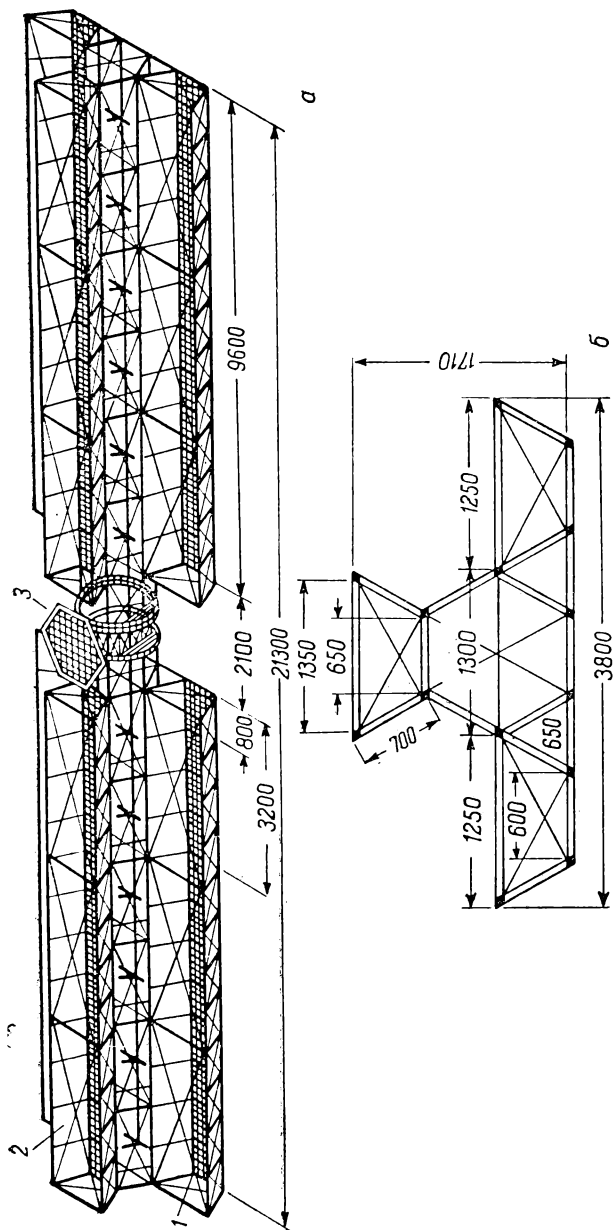


Рис. 4.13. Схема фотоэлектрической СКЭС с ГФП из арсенида галлия и плоскими концентраторами (размеры указаны в метрах) [89].  
 а — общий вид; б — поперечное сечение. 1 — панели СБ; 2 — плоские отражатели; 3 — передающая антенна.

3.85 км с расположенной в центре вращающейся антенной диаметром 1.2 км. Несущая часть конструкции выполнена из трехстержневых алюминиевых ферм, устойчивость которых обеспечивается с помощью Х-образных тросовых растяжек [116, 117].

В системе преобразования солнечной энергии используются ГФП на основе AlGaAs и плоские отражатели, обеспечивающие двукратную концентрацию излучения на поверхности СБ. Верхний желоб станции содержит

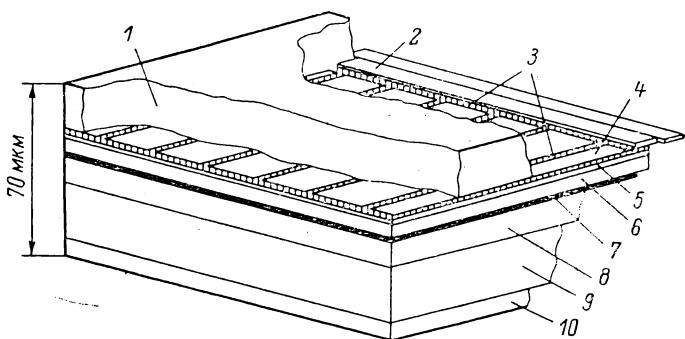


Рис. 4.14. Схематическое изображение структуры ГФП на основе AlGaAs. 1 — защитное покрытие ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ); 2 — межэлементные соединения; 3 — верхняя контактная сетка; 4 — слой AlGaAs («окно»); 5 — GaAs p-типа; 6 — GaAs n-типа; 7 — нижние контакты; 8 — клей марки FER; 9 — картонная подложка; 10 — теплоизолирующее покрытие.

12 сдвоенных панелей фотопреобразователей площадью 900 тыс.  $\text{м}^2$ . На двух нижних желобах также размещено по 12 сдвоенных панелей, но площадь каждой из них несколько меньше — 825 тыс.  $\text{м}^2$ . Общая площадь панелей солнечных элементов СКЭС  $30.6 \cdot 10^6 \text{ м}^2$ .

Базовым блоком, из которого собирают панели ФЭП, является модуль площадью 1  $\text{м}^2$  с последовательно-параллельным соединением элементов. Расчетные выходные энергетические параметры модуля в конце срока службы СКЭС: ток 10.54 А, напряжение 30.3 В, удельная мощность 320 Вт/ $\text{м}^2$ .

Модули набираются из ГФП, структура которых показана на рис. 4.14. Основой панели является полиимидная пленка типа каптон толщиной 25 мкм, на которой термостойким клеем марки FER укрепляются отдельные СЭ. Панели содержат, кроме того, межмодульные электро-

шины, теплорегулирующее покрытие, соединяющие и упругие элементы.

Концентратор предполагается изготавливать тоже из полиимидной пленки каптон толщиной 12.5 мк, на которую наносится слой алюминия толщиной 0.02—0.04 мкм и защитное покрытие из кварца или плавикового шпата. Удельная масса отражающей пленки 0.018 кг/м<sup>2</sup>.

Ниже даны некоторые расчетные параметры элементов системы преобразования энергии данной СКЭС:

КПД ГФП при 28 °С, АМ0, % . . . . .	20
КПД ГФП при 125 °С, АМ0, % . . . . .	17.6
Выходное напряжение ГФП при 125 °С, В . . . . .	0.69
Выходное напряжение СБ, кВ . . . . .	45
Отражательная способность концентраторов:	
в начале функционирования . . . . .	0.90
в конце функционирования . . . . .	0.86
Коэффициент концентрации:	
геометрический . . . . .	2.0
энергетический в начале функционирования . . . . .	1.9
энергетический в конце функционирования . . . . .	1.72
Площадь поверхности СБ, км <sup>2</sup> . . . . .	30.6
Площадь поверхности отражателей, км <sup>2</sup> . . . . .	61.5
Масса фотопреобразователей, т . . . . .	7722
Масса отражателей, т . . . . .	1108
Общая масса системы, т . . . . .	8830

Элементы СКЭС с ГФП из AlGaAs имеют следующие значения массы (т):

Солнечные батареи:

конструкция и механизмы . . . . .	3777
система преобразования энергии . . . . .	8830
система распределения электроэнергии . . . . .	1166
система управления положением батарей . . . . .	95
система телеметрического контроля и управления . . . . .	49

---

Всего 13917

Система генерации и передачи СВЧ-излучения:

конструкция и механизмы . . . . .	1685
система терморегулирования . . . . .	1408
СВЧ-генераторы . . . . .	7012
система распределения энергии . . . . .	3438
система телеметрического контроля и управления . . . . .	630

---

Всего 14167

Общая масса СКЭС . . . . .	28084
Запас по массе (30 %) . . . . .	8425
Предполагаемая действительная масса СКЭС . . . . .	36509
Масса рабочего тела на год . . . . .	40

Удельная масса СБ данной СКЭС составляет примерно 1.4 кг/кВт, что более чем в 2 раза ниже удельной массы СБ СКЭС на базе кремниевых ФЭП без концентраторов солнечного излучения, а общая масса системы преобразования солнечной энергии приблизительно в 2.5 раза ниже.

Управление положением СКЭС в пространстве (ориентация, стабилизация и коррекция орбиты) предполагается осуществлять с помощью блоков электроракетных (ионных) двигателей, использующих аргон в качестве рабочего тела.

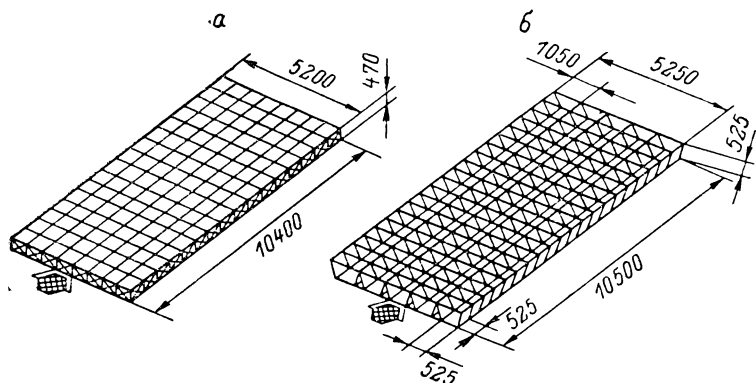


Рис. 4.15. Схема базовых СКЭС (размеры указаны в метрах) [96].  
а — с кремниевыми СБ ( $K=1$ ); б — с СБ на основе AlGaAs ( $K=2$ ).

На основании анализа проектов фирм «Боинг» и «Рокуэлл интернейшнл» был сформирован так называемый «исходный», или базовый, проект СКЭС с выходной электрической мощностью на Земле 5 ГВт. Согласно этому проекту, СКЭС должна представлять собой сплошную прямоугольную конструкцию ферменного типа с одной передающей антенной на торце (рис. 4.15) [96].

Базовый проект предполагает возможность использования двух вариантов систем преобразования солнечной энергии: на базе кремниевых ФЭП без концентраторов излучения и на базе ГФП из арсенида галлия с двукратной концентрацией излучения. В качестве основного конструкционного материала в обоих случаях рассматривается углепласт. Структуры и параметры элементов базового проекта соответствовали рассмотренным выше в проектах СКЭС фирм «Боинг» и «Рокуэлл интернейшнл».

Масса СКЭС с ГФП из арсенида галлия составляет 34,1 тыс. т и распределяется примерно поровну между системами преобразования и передачи энергии. В то же время масса системы преобразования энергии СКЭС с кремниевыми ФЭП приблизительно вдвое больше массы передающей системы (общая масса этой СКЭС  $51 \cdot 10^3$  т).

В качестве генераторов СВЧ-излучения в обоих вариантах базовой СКЭС предполагалось использовать клистроны с выходной мощностью 50—70 кВт.

В дальнейшем базовый вариант СКЭС на основе ГФП из арсенида галлия был усовершенствован с целью снижения удельной массы и стоимости создания станции [102]. Модификация проекта была осуществлена по нескольким направлениям.

Прежде всего, значительным изменениям подверглась система преобразования солнечной энергии. Вместо ГФП из AlGaAs было предложено использовать многопереходные или каскадные фотопреобразователи со структурой AlGaAs—InGaAs. По оценкам, их КПД при AM0 и  $T = 300$  К должен быть равен 32 %, а при  $T \approx 500$  К — около 19 %.

Геометрический коэффициент концентрации солнечного излучения в системе был увеличен с 2 до 6. Для его реализации предложено использовать плоские четырехгранные зеркала усеченной пирамидальной конфигурации с многократным отражением. При этом требования к точности ориентации концентратора на Солнце возрастают.

Увеличение потерь на отражения в таких системах привело к необходимости замены алюминиевого покрытия на серебряное толщиной 1 мкм. Предполагается, что это обеспечит сохранение коэффициента отражения в конце срока активного функционирования СКЭС на уровне 0,9.

Второе изменение касалось системы передачи энергии. Вместо клистронов в качестве генераторов СВЧ-излучения было решено использовать магнетроны, преимущества которых отмечены в разделе 3.1.

Наконец, основываясь на новых данных о взаимодействии СВЧ-излучения с ионосферой, авторы проекта решили увеличить допустимый уровень плотности мощности в центре луча у Земли с 230 до 460 Вт/м<sup>2</sup>, т. е. в 2 раза. Это, в частности, позволяет увеличить удельную и абсолютную мощности излучения СКЭС и соответственно

уменьшить требуемое количество станций на ГСО. Следующий шаг в этом же направлении заключался в увеличении размеров и мощности каждой СКЭС, входящей в систему, и использовании двух передающих ФАР, размещаемых в центре между спаренными энергетическими модулями (рис. 4.16).

Несмотря на то что такая конструкция СКЭС кажется более громоздкой и тяжелой, сокращение линий передач

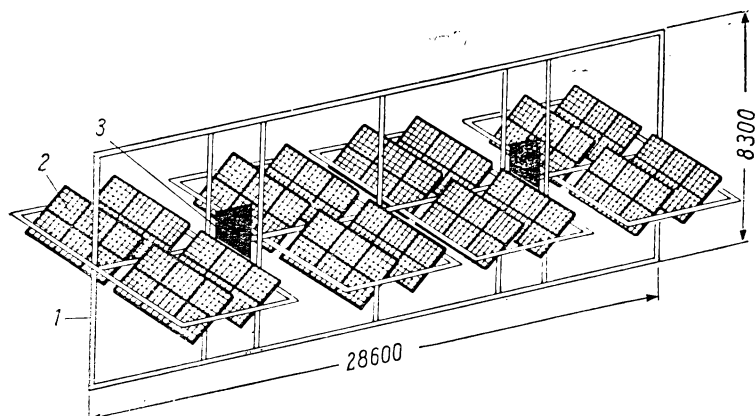


Рис. 4.16. Модифицированный проект фотоэлектрической СКЭС (размеры указаны в метрах) [102, 104].

1 — силовая рама; 2 — СБ с концентраторами; 3 — передающая антенна

электроэнергии к антенне почти вдвое приводит к снижению массы токопроводов более чем на 1000 т.

Табл. 4.5 отображает влияние всех перечисленных выше изменений в модифицированных вариантах СКЭС на ее основные показатели. Из таблицы видно, что модифицированный вариант СКЭС имеет удельную (на единицу выходной мощности ректенны) массу, на 37.3 % меньшую, чем исходный проект. Площадь солнечных элементов на единицу мощности снижается на 78.7 %, что имеет особенно большое значение, когда в качестве материала фотопреобразователей применяют арсенид галлия.

Требуемое количество СКЭС на ГСО при использовании модифицированных станций уменьшается с 60 до 20, а стоимость единицы установленной мощности — с 3000 до 1458 долл./кВт, т. е. в 2 раза. Все это убедительно свидетельствует о важности совершенствования систем преобразования и передачи энергии СКЭС.

Т а б л и ц а 4.5

Массогабаритные и энергетические показатели модифицированных вариантов СКЭС с ФЭП на основе арсенида галлия

Показатель	Исходный вариант	Первая модификация	Вторая модификация	Окончательный вариант
Технологическая база	1985 г.	1990 г.	1990 г.	1990 г.
Тип фотопреобразователей	ГФП	Каскадные	Каскадные	Каскадные
Энергетический коэффициент концентрации	1.83	5.31	5.31	5.31
Коэффициент отражения	0.83	0.9	0.9	0.9
Площадь СБ, км <sup>2</sup>	28.47	7.02	6.73	18.42
Тип СВЧ-генератора	Клистрон	Клистрон	Магнетрон	Магнетрон
Предельная плотность мощности СВЧ-луча, Вт/м <sup>2</sup>	230	230	230	460
Диаметр антенны, км	1.00	1.00	0.92	1.20
Общая масса СКЭС, тыс. т	31.63	27.92	23.37	60.15
Выходная мощность ректенны, ГВт	5.07	5.07	5.60	15.40
Удельная масса СКЭС, кВт/кг	6.24	5.91	4.17	3.91

В качестве еще одного примера в этом плане можно привести проект СКЭС с преобразователями типа «сэндвич», которые были рассмотрены в предыдущей главе. Общий вид такой СКЭС представлен на рис. 4.17. Солнечная батарея объединена здесь с антенной решеткой в единую конструкцию диаметром 1.8 км. Так как эта система

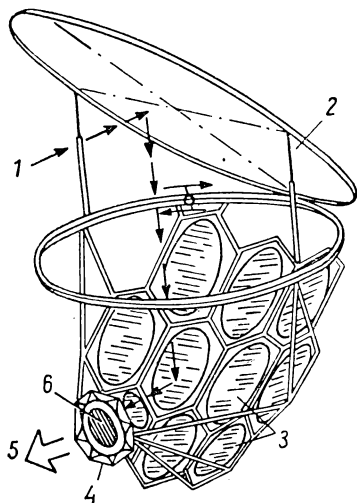


Рис. 4.17. Проект СКЭС с системой преобразования и передачи энергии типа «сэндвич» [98].

1 — солнечное излучение; 2 — первичный концентратор (гелиостат); 3 — вторичный концентратор; 4 — антенна; 5 — СВЧ-излучение; 6 — преобразователи типа «сэндвич».

должна быть постоянно ориентирована на Землю, для облучения ФЭП солнечным светом используются два пленочных отражателя. Один из них (вторичный) жестко связан с «сэндвич»-антенной, обеспечивая пятикратную концентрацию солнечного излучения. Второй отражатель (гелиостат) должен ориентироваться на Солнце так, чтобы постоянно направлять излучение на первый. Двукратное отражение приводит к увеличению потерь энергии в системе и ужесточает требования к стойкости отражающих покрытий. При пятикратной концентрации уровень рабочей температуры ФЭП достигает  $200^{\circ}\text{C}$ , что является предельно допустимым для ГФП из  $\text{AlGaAs}$ .

Ограничения на плотность мощности, падающей на ГФП, приводят к необходимости увеличения размеров ФАР и равномерного распределения на антенне плотности излучаемой мощности, а это, как уже отмечалось, ведет к дополнительным потерям энергии в боковых лепестках диаграммы направленности.

Однако наряду с отмеченными недостатками такая система обладает следующими важными преимуществами:

— отпадает необходимость в генерации высокого напряжения (20—40 кВ), характерного для СКЭС обычной схемы, а следовательно, упрощается решение проблемы

электромагнитной совместимости и снижаются потери энергии, связанные с утечками тока в космическое пространство;

— уменьшается количество и масса электрических соединений в системе и отпадает необходимость в скользящих контактах с соответствующим улучшением энерго-массовых и эксплуатационных характеристик СКЭС;

— упрощается связь преобразующей системы с отражателями солнечного излучения, что облегчает управление системой и позволяет, в частности, использовать принципы гравитационной стабилизации;

— увеличение размеров передающей антенны позволяет уменьшить габариты приемной системы на Земле (ректенны).

Указанные обстоятельства свидетельствуют о перспективности такого варианта СКЭС и о целесообразности его дальнейшей проработки.

За рубежом было разработано еще несколько проектов фотоэлектрических СКЭС, однако они не получили дальнейшего развития и сейчас представляют в основном лишь исторический интерес.

В заключение остановимся кратко на сравнительной оценке тепловых и фотоэлектрических СКЭС.

Энергетическая эффективность тепловых систем преобразования солнечной энергии при существующем уровне развития технологии их производства может быть выше, чем фотоэлектрических, но обеспечить ее будет довольно трудно, главным образом из-за необходимости поддержания достаточно точной геометрии отражающей поверхности концентраторов огромной площади при воздействии гравитационных сил, перепадов температур в конструкции и моментов, возникающих при управлении пространственной ориентацией станции. Кроме того, наличие в системе мощных вращающихся агрегатов может затруднить точное наведение концентраторов на Солнце, не говоря уже о сложности обеспечения надежной работы турбогенераторов в течение десятков лет функционирования СКЭС.

Перечисленные и некоторые другие факторы приводят исследователей и разработчиков к выводу о предпочтительности фотоэлектрических СКЭС [107]. Однако при этом сохраняется значительная неопределенность в оценках перспектив развития промышленности, способной обеспечить производство ФЭП в требуемых масштабах,

возможностей получения некоторых исходных материалов в нужных для создания станций количествах и т. п.

Окончательный выбор лучшего варианта СКЭС требует дальнейших углубленных исследований, при которых должны учитываться не только рассмотренные выше характеристики самих станций, но и весь комплекс сложных проблем, связанных с их созданием и эксплуатацией.

## Глава 5

### ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ СКЭС

Проблема... будет непременно решена, как только у человечества возникнет в ней реальная потребность.

*Л. А. Арцимович*

СКЭС будут представлять собой не только крупнейшие энергетические объекты, сопоставимые по производимой на Земле мощности с такими гигантами современной энергетики, как, например, Красноярская или Саяно-Шушенская ГЭС, но и беспрецедентные по размерам космические сооружения площадью в десятки квадратных километров. Их строительство в космосе является исключительно сложной проблемой, от успешного решения которой в значительной мере зависит возможность и целесообразность создания СКЭС. И связано это в первую очередь с необходимостью транспортировки и размещения на высоких околоземных орбитах сотен тысяч и миллионов тонн различных конструктивных элементов СКЭС и агрегатов для их сборки и монтажа. При таких масштабах транспортных операций возникают не только технические, но и серьезные экологические проблемы, обусловленные выбросом в атмосферу огромных масс нагретого до высокой температуры газа — рабочего тела двигателей.

Целесообразность создания СКЭС в конечном итоге будет зависеть от их экономичности. Изыскание путей снижения стоимости проектов станций в значительной степени определяет и основные технические решения в данной области. Наряду с этим важное значение будут иметь социально-политические и правовые аспекты реализации проектов станций.

Перспективы развития СКЭС определяются возможностями эффективного комплексного решения всех перечисленных проблем. Рассмотрим их несколько более подробно.

## 5.1. Строительство и транспортировка

При размещении СКЭС на ГСО рассматривают два основных варианта их строительства в космосе [76]. Первый из них предполагает выполнение основных производственных и сборочных операций на низкой (400—500 км) около-

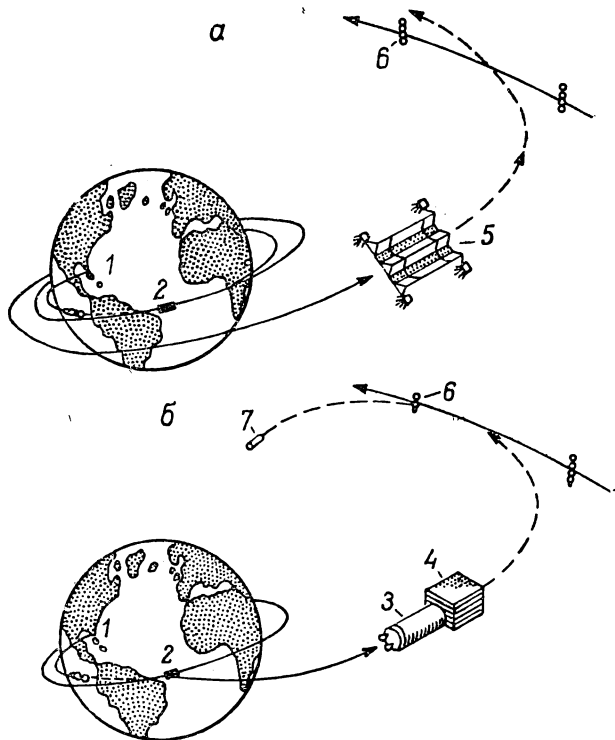


Рис. 5.1. Два варианта (а, б) транспортировки и строительства СКЭС в космосе [76].

1 — космодром; 2 — база на ОЗО; 3 — космический буксир (МТА); 4 — материалы и оборудование для СКЭС; 5 — транспортируемый модуль СКЭС; 6 — строительная база на ГСО; 7 — буксир, возвращающийся на ОЗО для повторного использования.

земной орбите (ОЗО), после чего крупные модули станций, составляющие  $\frac{1}{4}$ ,  $\frac{1}{8}$  или  $\frac{1}{16}$  часть СКЭС (в зависимости от проекта), самотранспортируются на ГСО с помощью электроракетных двигательных установок, которые получают энергию непосредственно от преобразователей энергии СКЭС (рис. 5.1, а). На ГСО осуществляются лишь сты-

ковка модулей и завершающие сборочно-монтажные операции.

Второй вариант предусматривает проведение всех производственных и сборочных работ при строительстве СКЭС на ГСО. В этом случае необходимые для строительства материалы и оборудование доставляются с ОЗО на ГСО с помощью специальных межорбитальных транспортных аппаратов (МТА) — космических буксиров, которые затем возвращаются обратно на ГСО для заправки топливом и транспортировки следующей порции грузов (рис. 5.1, б).

Каждый из этих двух вариантов имеет свои преимущества и недостатки. В первом случае достигается значительная экономия в массе грузов, которые необходимо вывести на ОЗО для строительства СКЭС, так как отпадает необходимость в доставке туда межорбитальных буксиров и топлива для них. Сокращается количество МТА и рейсов для транспортировки строительных бригад на ГСО, существенно упрощается оперативная транспортная связь с Землей и удешевляется создание космических строительных баз. Однако в этом случае производственные операции при строительстве СКЭС осуществляются в условиях воздействия больших гравитационных сил, изменяющихся температур и освещенностей при периодическом попадании модулей в тень Земли, повышенной опасности столкновений с искусственными космическими объектами, количество которых в околоземном пространстве непрерывно возрастает. Кроме того, транспортировка крупногабаритных конструкций с помощью ЭРД связана с необходимостью их длительного нахождения на низких орбитах при разгоне по спиральной траектории, где вследствие больших гравитационных градиентов значительно усложняется управление их положением в пространстве, особенно при высокой требуемой точности ориентации на Солнце, и возрастают связанные с этим затраты рабочего тела. Наконец, при перемещении модулей СКЭС с ОЗО на ГСО они будут длительное время находиться в радиационных поясах Земли, что приводит к деградации фотопреобразователей, а следовательно, к необходимости их дополнительного резервирования. Заметим, что влияние последнего фактора в меньшей степени сказывается на тепловых системах преобразования солнечной энергии, а также на фотоэлектрических системах с концентраторами излучения и ГФП из AlGaAs, работаю-

щими при температурах выше 150 °С. В случае же применения кремниевых ФЭП предусматривается использование в полете лишь такого количества панелей СЭ, которое необходимо для питания ЭРД. Остальные в свернутом состоянии должны быть заключены в специальные защитные оболочки и разворачиваются только на ГСО.

При строительстве СКЭС на ГСО все недостатки, присущие первому варианту, исключаются, однако существенно возрастает масса грузов, которые необходимо вывести на ОЗО, усложняется защита космонавтов-монтажников от космической радиации, особенно при солнечных вспышках, затрудняется оперативная транспортная связь с Землей и т. д.

В то же время сравнительный анализ обоих вариантов строительства показал, что, несмотря на более чем двукратное увеличение массы грузов, выводимых на ОЗО при строительстве СКЭС на ГСО, общая стоимость строительства в последнем случае оказывается всего на 15 % выше.

В целом можно заключить, что оба варианта строительства СКЭС являются жизнеспособными, а выбор лучшего из них требует дальнейших исследований и должен производиться с учетом типа системы преобразования солнечной энергии СКЭС и ее конструктивного облика, технологии производственных и сборочных операций, условий работы и производительности труда космических строительных бригад и других факторов.

Формирование элементов СКЭС в космосе может производиться путем разворачивания готовых конструкций, доставляемых с Земли в плотно упакованном состоянии, либо сборкой их из заготовленных на Земле деталей, или же, наконец, путем изготовления в космосе необходимых конструкций [84]. Выбор метода зависит, в частности, от достижимой компактности элементов при транспортировке.

Так, например, панели ФЭП и пленочные концентраторы солнечного излучения имеют высокую плотность упаковки и будут, вероятно, доставляться к месту сборки СКЭС в полностью готовом к использованию состоянии, в то время как элементы несущей конструкции солнечных батарей и антенных решеток предполагается изготавливать в космосе из доставляемых с Земли плоских, свернутых в рулоны полос алюминия или композиционного материала с помощью специальных автоматизированных агрегатов, названных «лучевыми строителями» (рис. 5.2). Такой агре-

гат состоит из прокатных формовочных валков, систем нагрева и охлаждения прокатываемых полос, сварочных аппаратов и других элементов и обеспечивает производство готовых треугольных ферм стержневого типа, из которых можно собирать несущие платформы, опорные балки и другие элементы конструкции СКЭС.

Сборка элементов в модули и СКЭС в целом будет производиться с помощью роботов-манипуляторов, космических «подъемных кранов» и других механизмов, управляемых с Земли и с борта строительных космических баз на ОЗО и ГСО. Для осуществления некоторых уникальных технологических операций потребуется, вероятно, непосредственное участие космонавтов-монтажников, производительность труда которых может быть существенно повышена при использовании специальных перемещающихся в космосе аппаратов с манипуляторами, имитирующими человеческую руку (рис. 5.3) [40, 111].

Общее количество специалистов, участвующих в строительстве СКЭС, составит, по предварительным оценкам, несколько сот человек и также будет зависеть от типа системы преобразования энергии, сложности конструкции, степени автоматизации производственных процессов, устройства строительной базы и т. п. Некоторые данные о строительных сооружениях, операциях и участии людей в строительстве СКЭС представлены в табл. 5.1.

Цифры, приведенные в табл. 5.1, следует рассматривать как весьма приближенные, ибо вопросы строительства СКЭС имеют в настоящее время высокую степень неопределенности, по крайней мере в части экспериментальных данных, которые очень ограничены. Самый большой опыт монтажно-сборочных работ в открытом космосе на сегодняшний день накоплен при эксплуатации советских орбитальных станций «Салют».

С проблемой строительства СКЭС теснейшим образом связана проблема транспортировки грузов на ГСО. Стоимость транспортировки, по предварительным оценкам, составляет до 40 % стоимости создания станций и в значительной мере будет определять экономическую целесообразность развития работ в данной области.

В состав транспортной космической системы, необходимой для создания СКЭС, должны входить четыре вида летательных аппаратов [93]:

- тяжелые носители для доставки грузов на ОЗО;
- транспортные аппараты для доставки строительных бригад на ОЗО и обратно;

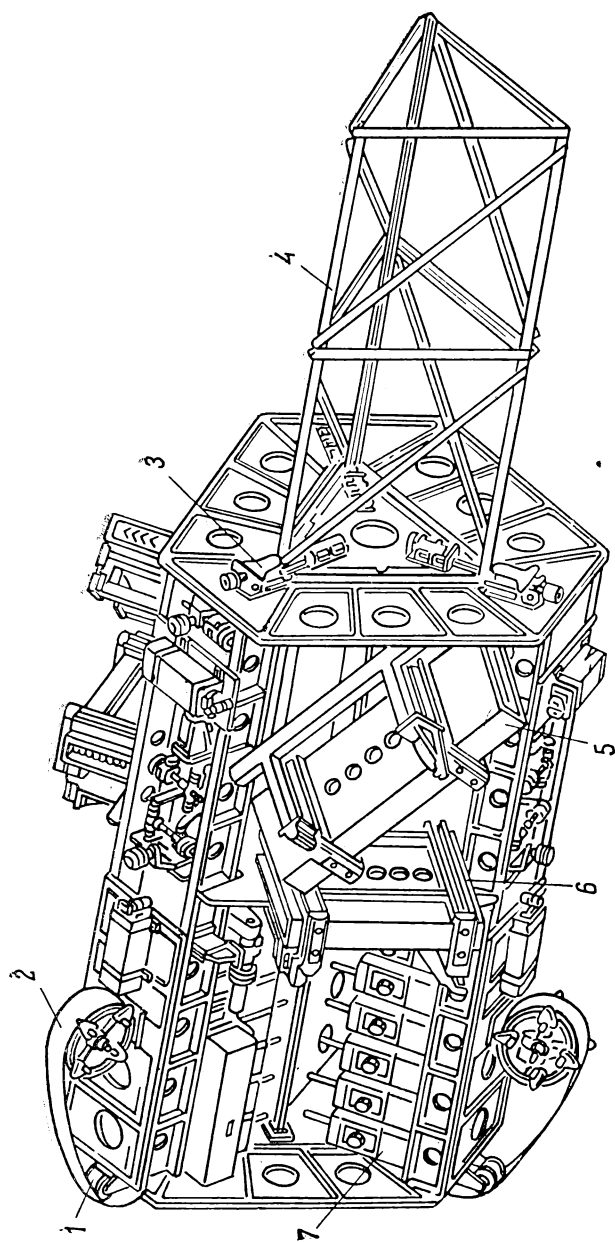


Рис. 5.2. Автоматическая установка для изготовления трехгранных форм («лучевой строитель»).

1 — катушка; 2 — лента; 3 — рильботина; 4 — готовая форма; 5 — кассета с диагональными расчалками; 6 — кассета с вертикальными расчалками; 7 — прокатные валки.

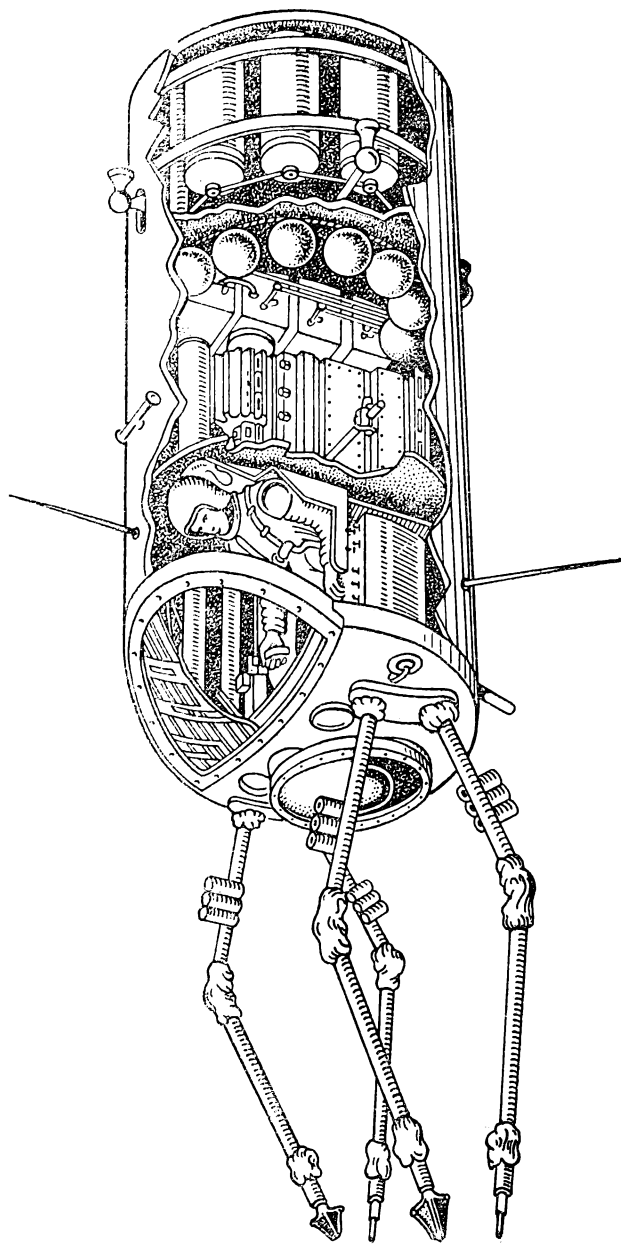


Рис. 5.3. Схематическое изображение строительно-монтажного КА с манипуляторами для сборки СКЭС.

## Концепции строительства СКЭС [110]

Основные показатели	Фотоэлектрическая СКЭС		Тепловая СКЭС	
	Сборка			
	модулей на ОЗО	на ГСО	модулей на ОЗО	на ГСО
Число участвующих специалистов:				
на ОЗО	480	70	760	105
на ГСО	60	480	55	730
всего	540	550	815	835
Продолжительность строительства одной станции, лет	1	1	1	1
График работы	10 ч в день 6 дней в неделю в 2 смены			
Продолжительность пребывания одной бригады в космосе, дн	90	90	90	90
Размеры строительной базы, км	2.8×1.8×1.0		2.8×1.8×1.0	
Масса базы, тыс. т:				
на ОЗО	5870	750	9350	1150
на ГСО	770	6335	850	10040
Стоимость баз (суммарная на ОЗО и ГСО), млрд. долл.	8.2		12.4	

Примечание. Рассматриваются СКЭС на базе кремниевых ФЭП и ГФП, обеспечивающие получение на Земле 10 ГВт электрической мощности.

— межорбитальные грузовые транспортные аппараты или двигательные системы для доставки грузов с ОЗО на ГСО;

— межорбитальные пассажирские аппараты для доставки строительных бригад с ОЗО на ГСО и обратно.

Для обеспечения требуемых экономических показателей СКЭС стоимость транспортировки грузов на ГСО должна быть снижена более чем на два порядка по сравнению с существующей стоимостью вывода с помощью одноразовых систем и системы «Спейс Шаттл» и составлять 35—70 долл./кг. При этом стоимость вывода грузов на ОЗО должна быть порядка 20—30 долл./кг.

Рассматривались различные варианты тяжелых многоразовых носителей с жидкостными ракетными двигателями для доставки элементов и материалов на ОЗО: баллисти-

ческие с вертикальным взлетом и посадкой, крылатые с вертикальным взлетом и горизонтальной посадкой, а также с горизонтальным взлетом и посадкой, одно- и двухступенчатые, различной компоновки. Грузоподъемность их варьировалась от 125 до 500 т (дальнейшее увеличение грузоподъемности невозможно из-за ограничений, связанных с существующими нормами по акустическим нагрузкам).

Из предложенных вариантов для американского базового проекта СКЭС был выбран двухступенчатый носитель (рис. 5.4) с массой полезной нагрузки 425 т. Общая стартовая масса носителя 11 тыс. т. Каждая ступень имеет крылья. В качестве горючего на первой ступени используется метан, на второй — водород. Окислителем на обеих ступенях является кислород. Посадочная масса второй (орбитальной) ступени около 390 т, что в 2 раза превышает посадочную массу самолета «Боинг-747». Для строительства одной СКЭС массой порядка 500 тыс. т. требуется 200 таких носителей.

Общая масса ракетного топлива, которое нужно израсходовать для вывода грузов на ОЗО при использовании носителей с ЖРД, исчисляется миллионами тонн.

Эта цифра возрастает пропорционально количеству СКЭС, и для создания системы станций потребуется сжечь уже десятки и сотни миллионов тонн топлива, что будет, ве-

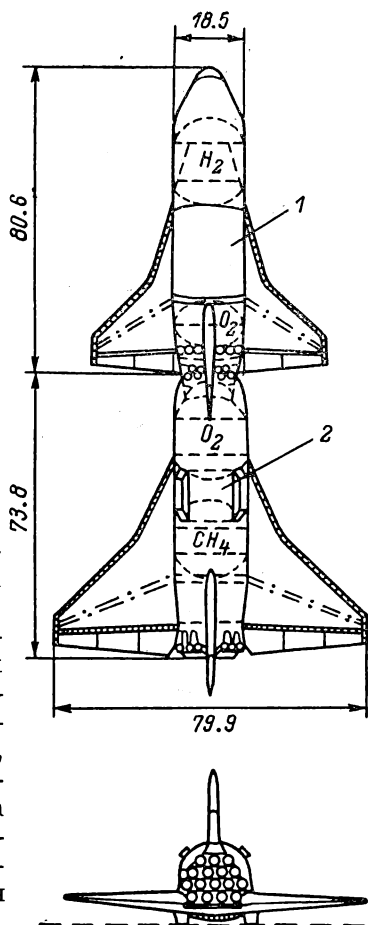


Рис. 5.4. Тяжелый многоразовый носитель для транспортировки грузов на ОЗО (размеры указаны в метрах).

1 — грузовой отсек; 2 — турбореактивные двигатели.

роятно, неприемлемым ни с экономической, ни с экологической точек зрения.

Некоторое снижение расхода химического топлива может быть достигнуто в случае применения комбинированных двигательных установок, объединяющих ракетные и воздушно-реактивные двигатели, т. е. фактически за счет использования внешних массовых ресурсов земной атмосферы. По предварительным оценкам, массовая отдача носителей по полезной нагрузке в этом случае может быть увеличена на 7—8 % [28].

Поиск более рациональных вариантов транспортировки приводит к необходимости использования двигателей с разделенным рабочим телом и источником энергии, которые должны иметь большую тягу при высоком удельном импульсе. К их числу в первую очередь относятся ядерные ракетные двигатели (ЯРД).

Удельный импульс ЯРД достигает  $9 \cdot 10^3$  м/с при использовании реакторов с твердой активной зоной и  $(20—25) \cdot 10^3$  м/с в двигателях с газофазными реакторами. Это позволяет уменьшить расход рабочего тела при доставке элементов СКЭС на ОЗО, но получаемый выигрыш снижается из-за увеличения массы конструкции носителей с ЯРД. Кроме того, значительно усложняется эксплуатация транспортной системы в связи с опасностью радиационного заражения людей, техники и окружающей среды. Эта опасность особенно велика при наземном старте и полете в атмосфере и делает практически нецелесообразным использование ЯРД на первых ступенях ракет-носителей. Применение же ЯРД на верхних ступенях затруднено из-за сложности обеспечения их безопасного взаимодействия со строительно-технологической базой на низкой орбите и необходимости возвращения на Землю. Таким образом, ЯРД нельзя отнести к числу перспективных двигателей для транспортных систем СКЭС.

Более эффективным может оказаться использование лазерных двигателей, исследованию которых в последнее время уделяется большое внимание [19]. В данном случае на борту носителя вообще отсутствует источник энергии, а нагрев рабочего тела осуществляется подводимым к нему извне сфокусированным лазерным излучением. Это позволяет получить высокий удельный импульс двигателя (10—20 км/с и более) и не накладывает никаких ограничений на его мощность и тягу. В результате можно

значительно уменьшить расход рабочего тела и повысить отношение полезного груза к стартовой массе носителя.

Изучается возможность использования лазерных двигателей, работающих как в стационарном, так и в импульсно-периодическом режиме. Для систем низкоорбитальной транспортировки особо перспективны лазерные двигательные системы, использующие в качестве рабочего тела атмосферный воздух [1, 28, 29].

Лазеры, передающие энергию на борт носителей, могут располагаться как на поверхности Земли, так и в космосе. В первом случае энергия к ним может подводиться от наземных источников питания или передаваться от СКЭС, во втором лазер должен быть установлен на борту СКЭС.

Для обеспечения требуемой экономичности систем низкоорбитальной транспортировки с лазерными двигателями подводимая к ним мощность излучения должна измеряться гигаваттами. Поэтому будущее лазерных ТКС зависит от успехов в разработке эффективных и мощных лазерных установок.

Выбор межорбитальной транспортной системы связан прежде всего с концепцией строительства СКЭС. При сборке модулей на ОЗО их самотранспортировка на ГСО, как уже отмечалось, может осуществляться с помощью электроракетной двигательной системы на базе, например, электростатических (ионных) двигателей, которые не возвращаются на ОЗО, а применяются для управления станцией в процессе ее эксплуатации. При сборке СКЭС на ГСО для доставки грузов с ОЗО можно использовать МТА (космические буксиры) с химическими и ядерными ракетными двигателями либо с электроракетными двигательными системами, использующими ядерные или солнечные энергоустановки.

Сравнительный анализ стоимости доставки грузов с помощью различных МТА показал, что наименьшую стоимость будут иметь МТА с химическими двигателями и электроракетными двигательными системами на основе СЭУ [118]. Соответственно для базового проекта СКЭС, предусматривающего сборку станции на ГСО, были выбраны: для транспортировки экипажей — двухступенчатый МТА с ЖРД на кислородно-водородном топливе, рассчитанный на доставку 65 т полезной нагрузки на ГСО и 41 т обратно на ОЗО; для транспортировки грузов —

МТА с солнечной электроракетной двигательной системой, состоящей из СБ на основе ГФП из  $\text{AlGaAs}$  с концентраторами и ионных двигателей с удельным импульсом порядка 70 000 м/с.

Было выдвинуто также несколько оригинальных предложений, направленных на снижение стоимости межорбитальной транспортировки грузов при создании СКЭС. Так, например, рассматривалась возможность производства жидких водорода и кислорода в космосе из доставляемой туда с помощью системы «Спейс Шаттл» воды [94]. Предполагается, что эти компоненты должны храниться в основных топливных баках системы «Спейс Шаттл», которые предлагается не сбрасывать, а доставлять на ОЗО. Затем к бакам подсоединяются двигательная установка и система управления и образуется МТА, который может доставлять грузы на ГСО, где опорожненные баки можно использовать для изготовления элементов СКЭС. Предлагалось также использовать материал топливных баков «Спейс Шаттл» в качестве рабочего тела электроракетных двигателей МТА, что повторяет известную идею Ф. А. Цандера [61].

В дальнейшем, вероятно, наиболее перспективным будет использование на МТА лазерных и микроволновых ракетных двигателей, получающих энергию от ранее созданных СКЭС. Эти двигатели смогут успешно конкурировать с химическими и электроракетными при уровнях подводимой к МТА мощности излучения порядка десятков—сотен мегаватт.

По мере развития космического производства строительство СКЭС из материалов и конструкций, доставляемых с Земли, будет становиться невыгодным. В будущем изготовление элементов СКЭС предполагается производить в космосе из материалов, добываемых на Луне и астероидах [46]. Для транспортировки сырья к космическим заводам предполагается использовать электромагнитные масс-ускорители (ЭМУ). Эксперименты подтверждают возможность создания эффективных ЭМУ для разгона полезных грузов до космических скоростей. Возникающие при этом большие перегрузки не являются препятствием для транспортировки сырья и полуфабрикатов. Энергию ЭМУ будут получать централизованно от СКЭС, что позволит, вероятно, наилучшим образом решить проблему организации грузопотоков при строительстве новых станций.

## 5.2. Экологические, социальные и экономические проблемы

Развитие мировой энергетики с нарастающими, согласно прогнозам, темпами создает вполне определенную опасность для биосферы Земли. Загрязнение атмосферы продуктами сгорания органических топлив и гидросферы сбросами предприятий топливно-энергетического комплекса, затопление и засорение больших территорий в связи с созданием водохранилищ для гидроэлектростанций, захоронение радиоактивных отходов атомных электростанций и, наконец, тепловое загрязнение биосферы всеми тепловыми энергостанциями, включая будущие термоядерные, — вот те основные факторы, которые могут привести к опасному нарушению экологического равновесия на нашей планете при дальнейшем развитии энергетики. Поэтому будущее энергетики сегодня может рассматриваться только с учетом ее взаимодействия с окружающей средой в самом широком смысле этого слова.

Создание крупных СКЭС для энергоснабжения Земли на завершающих этапах индустриализации космического пространства одной из главных целей будет иметь разгрузку биосферы от опасных для нее последствий развития земной энергетики. Здесь хотелось бы еще раз подчеркнуть, что это явится, вероятно, существенно более значимой причиной частичного выноса производства энергии в космос, нежели нехватка энергетических ресурсов на Земле. Но тогда, естественно, со всей остротой встает вопрос об экологических аспектах строительства и эксплуатации самих СКЭС, ибо только в том случае, если положительный экологический эффект их развития будет значительно превышать отрицательный, станет целесообразным создание таких энергостанций. Вот почему в программах исследований и разработок концепции СКЭС важное место отводится изучению экологических проблем.

При создании и эксплуатации СКЭС на окружающую среду и здоровье людей могут оказывать воздействие три группы факторов, связанных со строительством СКЭС, включая производство необходимых материалов и деталей на Земле и все технологические работы в космосе, транспортировкой грузов на рабочую орбиту и передачей СВЧ-излучения от СКЭС на Землю.

При этом отдельно рассматривают влияние всех факторов на процессы, происходящие на Земле и в нижней

части атмосферы (тропосфере), в верхних слоях атмосферы, в ионосфере и магнитосфере.

Исследования экологических проблем СКЭС, проводившиеся в течение нескольких лет различными организациями США по заданию Министерства энергетики и НАСА [67], показали, что создание станций повлечет за собой ограниченное воздействие на окружающую среду и здоровье людей, последствия которого могут быть сведены к минимуму принятием необходимых мер. В то же время некоторые процессы нуждаются в дополнительном детальном изучении. К их числу относятся:

- длительное воздействие СВЧ-излучения низкой плотности на биосферу;

- действие космической радиации на здоровье людей, производящих строительно-монтажные работы в открытом космосе;

- воздействие продуктов сгорания ракетных топлив и мощного СВЧ-излучения на верхние слои атмосферы;

- влияние нагрева и других возмущений ионосферы, обусловленных действием продуктов сгорания двигателей и СВЧ-излучения, на прохождение радиосигналов;

- помехи, которые может создавать мощное СВЧ-излучение СКЭС наземным и космическим радиотехническим системам.

Решение многих экологических проблем, связанных со строительством и транспортным обеспечением СКЭС, упростится при использовании для создания станций материалов внеземного происхождения и новых типов двигательных систем, получающих энергию от СКЭС, а массу (рабочее тело) — из окружающей среды. Предполагается также, что передача энергии в оптическом диапазоне длин волн (с помощью лазеров) будет менее опасной с экологической точки зрения, однако здесь возникнут другие проблемы, связанные с прохождением лазерного излучения через нижние слои атмосферы.

Экологические проблемы очень тесно переплетаются с социально-политическими аспектами концепции СКЭС. При достижении требуемой экологической «чистоты» СКЭС вынос части энергопроизводящих систем за пределы земной атмосферы несомненно благоприятно отразится на условиях жизни людей на Земле. СКЭС позволят не только уменьшить нагрузку на биосферу, но будут способствовать более рациональному и оперативному распределению энергии, дальнейшему освоению космоса

как сферы многосторонней деятельности людей и т. д. Одновременно, однако, создание СКЭС будет связано с необходимостью решения ряда новых проблем социального, политического и правового характера.

Так, в частности, для строительства СКЭС, обеспечивающих получение на Земле электрической мощности 5—10 ГВт, потребуется огромное количество различных материалов и энергии. Хотя некоторые материалы не особенно дефицитны, как, например, алюминий, по оценкам зарубежных специалистов, для создания одной СКЭС мощностью 10 ГВт нужно свыше 1 млн. т алюминия, включая расходы на строительство ТЭС и всех вспомогательных систем. Это составляет около 13 % ресурсов США и порядка 0.08 % мировых запасов алюминия. Исключительно велик и расход кремния, необходимый для такой СКЭС с фотоэлектрической системой преобразования, — 50—100 тыс. т исходного материала (при условии, что вес кремния в самих ФЭП будет составлять 15—30 тыс. т). Еще более остро будет стоять вопрос и добыче галлия для производства ГФП.

Таким образом, предполагают, что создание СКЭС может оказать существенное влияние на использование и распределение минеральных ресурсов США, поставить их в зависимость от импорта сырьевых материалов. Кроме того, большие затраты энергии для создания СКЭС (около 300 млрд. кВт·ч для станции мощностью 10 ГВт) могут привести к ее нехватке для развития других областей экономики государства. Для переработки исходных материалов в элементы СКЭС и обслуживающих систем потребуется создание новых отраслей промышленности, в частности для массового производства солнечных элементов, ракетных топлив и т. п., судьба которых после введения в действие сети СКЭС может оказаться неопределенной [108].

Вызывает опасения необходимость отчуждения больших площадей для размещения новых космодромов и приемных ректенн, особенно в странах с большой плотностью населения.

Сильный шум, сопровождающий частые запуски сверхтяжелых носителей, может создать неудобства для жителей близлежащих населенных пунктов.

Очень острыми могут оказаться вопросы, связанные с помехами, которые будет создавать СКЭС работе систем

спутниковой связи, наземному радио- и телевидению, оптическим и радиоастрономическим наблюдениям.

Размещение большого количества СКЭС на ГСО может прийти в противоречие с существующими международными соглашениями об использовании геостационарной орбиты либо потребует выработки нового космического законодательства.

Наконец, очевидно, что при современном стремлении империалистических государств к милитаризации космоса создание СКЭС возможно только под строгим меж-

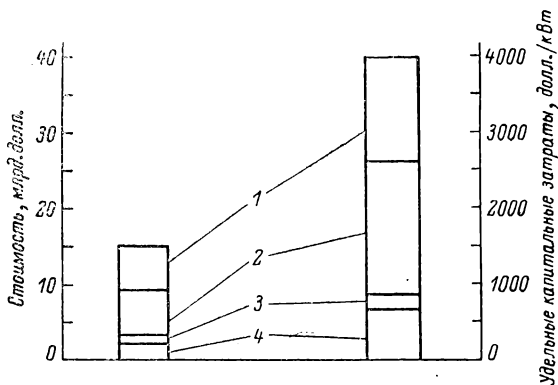


Рис. 5.5. Оценка стоимости фотоэлектрической СКЭС мощностью 10 ГВт. 1 — СКЭС; 2 — транспортировка; 3 — строительство; 4 — наземные системы.

дународным контролем, гарантирующим невозможность использования станций в военных целях.

В связи с этим следует особо подчеркнуть, что практически все социально-политические проблемы создания СКЭС могут быть успешно решены лишь на основе международного сотрудничества в области использования космического пространства, к которому призывает наше государство.

Целесообразность использования СКЭС для энергообеспечения земных потребителей при условии успешного решения экологических и социально-политических проблем их создания будет в конечном итоге определяться стоимостью производства единицы установленной мощности на Земле и ее соизмеримостью со стоимостью производства энергии альтернативными источниками.

Оценки стоимости СКЭС проводятся с использованием сложных математических моделей и методов и основаны

ваются на технико-экономическом анализе конкретных проектов и научном прогнозировании развития технологии производства элементов станций и систем, необходимых для их создания. И тем не менее они характеризуются наибольшей неопределенностью из всех оценок концепции СКЭС. Диаграмма на рис. 5.5 [115] характеризует различие оптимистичных (слева) и пессимистичных (справа) оценок полной и удельной стоимостей типичной фотоэлектрической СКЭС мощностью 10 ГВт (на Земле). Здесь же показано, как распределяются затраты по статьям.

Для базового проекта СКЭС мощностью 5 ГВт (см. раздел 4.2) Министерством энергетики США был произведен детальный анализ затрат, необходимых для создания первого образца станции после 2000 г. Общая сумма затрат составила 102.5 млрд. долл. Их распределение по статьям (млрд. долл.) следующее:

НИР . . . . .	0.4
Технические разработки . . . . .	8.2
Демонстрационные испытания . . . . .	23.0
Капитальные вложения . . . . .	57.5
Создание первой СКЭС	13.4

---

Итого    102.5

Общие затраты на создание системы из 60 СКЭС были оценены в 1300 млрд. долл. при условии развертывания на ГСО двух станций в год, начиная с 2000 г. Стоимость 1 кВт установленной мощности при этом составляет 4.0—4.5 тыс. долл.

В дальнейшем эти оценки были опровергнуты Национальной академией наук США [108], которая определила общую стоимость системы из 60 СКЭС в 3000 млрд. долл., а затраты на 1 кВт установленной мощности в 10 тыс. долл. Такая существенная разница в оценках обусловлена тем, что, по расчетам Академии наук, затраты на тяжелые носители должны быть втрое, а на производство ФЭП в 50 раз выше, чем принятые при расчетах Министерством энергетики.

Трудно с определенностью судить, какие из приведенных оценок точнее, но даже если принять их как крайние, т. е. наиболее оптимистичные и наиболее пессимистичные, то среднее значение оказывается на уровне 6000—7000 долл./кВт, что, кстати, совпадает с предварительно

определенным максимальным значением удельной стоимости базового проекта [96].

Если теперь учесть, что удельная стоимость для альтернативных источников электроэнергии на Земле оценивается на уровне в среднем около 1000 долл./кВт (для термоядерной электростанции 1500—2500 долл./кВт) [115], то можно сделать вывод о нецелесообразности создания СКЭС на основе тех технических решений, которые заложены в базовый проект.

Такой вывод, однако, отнюдь не должен порождать пессимизм в отношении перспектив развития СКЭС, ибо очевидно, что к тому времени, когда процесс индустриализации космического пространства подойдет к этапу размещения вредных наземных производств в космосе, будут найдены новые способы и средства создания СКЭС, которые позволят значительно снизить их стоимость.

### 5.3. Этапы и прогнозы развития

Отношение к концепции СКЭС в развитых странах мира является далеко не однозначным и периодически изменяется. В исследованиях и разработках по проблемам СКЭС, ведущихся уже более 15 лет, может быть выделено несколько этапов, для которых характерна различная степень активности и участия государственных учреждений, промышленных и научных организаций в решении вопросов, связанных с оценкой целесообразности создания СКЭС и практическим развитием работ по ключевым направлениям в данной области. Рассмотрим эти этапы на примере США.

На первом этапе, который начался в 1968 г., после того как П. Глейзер сформулировал концепцию фотоэлектрической СКЭС [86], анализ и оценка основных характеристик предложенного им проекта проводились силами специалистов небольшой группы частных фирм и общее отношение к идее было весьма скептическим. Основные параметры системы (электрическая мощность на выходных шинах СБ около 8.5 ГВт, общая масса 20—30 тыс. т., размеры 50—60 км<sup>2</sup>) представлялись совершенно нереальными, перспективы казались слишком отдаленными, а риск чрезмерно большим и неоправданным. Этот период был известен как период «концептуального шока».

Второй этап начался после энергетического кризиса 1973 г. и характеризовался заметным усилением внимания

к проблеме СКЭС как со стороны правительственных органов и государственных учреждений, занимающихся вопросами космической техники и энергетики, так и со стороны большого числа частных фирм, выдвинувших ряд альтернативных проектов СКЭС.

В 1974 г. в НАСА было создано Управление по разработке энергетических программ и в нем — группа по изучению развития энергетических спутниковых систем [97]. В этом же году НАСА заключило контракты с рядом фирм для изучения потенциальных возможностей создания СКЭС и выделило в бюджете 1974 финансового года 1.2 млн. долл. на финансирование исследований в данной области. Работы по изучению отдельных аспектов концепции СКЭС выполнялись также непосредственно научно-исследовательскими центрами НАСА. В результате проведенных исследований были даны рекомендации на разработку пятилетней программы развития СКЭС.

В 1976 г. Управление исследований и разработок в области энергетики (ЭРДА), которое впоследствии было преобразовано в Министерство энергетики (ДОЕ), включило проблемы СКЭС в общенациональную программу поисковых работ по использованию солнечной энергии и сформировало собственную исследовательскую группу для проведения анализа результатов деятельности НАСА в этой области за 1974—1975 гг. [115]. Эта группа провела исследования по трем основным направлениям: разработка отдельных подсистем проекта и соответствующей космической технологии; экологические проблемы; социально-экономические аспекты, включая международные вопросы. В отчетном докладе группы, представленном в мае 1977 г., наряду с положительной оценкой перспектив создания СКЭС были отражены сомнения ученых в реальности сроков выполнения технических задач, сформулированных специалистами НАСА, в связи с отсутствием опыта работы в космосе со столь гигантскими конструкциями, недостаточным уровнем развития технологии для создания некоторых подсистем СКЭС и существенной неопределенностью знаний по экологическим и социально-экономическим вопросам.

Одновременно было сообщено о подготовке трехлетнего плана совместных работ НАСА и ЭРДА, целью которого было либо подтверждение жизнеспособности концепции СКЭС, либо выявление на ранних стадиях исследования непреодолимых трудностей ее реализации для

Таблица 5.2

## Финансирование программы исследований СКЭС в США

Организация	Раздел программы	Финансирование, тыс. долл.				
		1977 г.	1978 г.	1979 г.	1980 г.	общее
НАСА	Исследование и выбор подделстем СКЭС	2500	1700	1300	800	6300
ДОЕ	Экологические проблемы (безопасность, влияние на здоровье людей и окружающую среду) Социально-экономические вопросы Сравнительный анализ проектов	220 164 95	1940 537 376	2050 537 754	1740 322 565	5950 1560 1790
Итого		2979	4553	4641	3427	15600

прекращения финансирования дальнейших исследований и разработок в данной области. Вскоре после этого функции ЭРДА по проблеме СКЭС были переданы вновь созданному Министерству энергетики США, но основные рекомендации исследовательской группы ЭРДА были учтены в плане программы, над которой НАСА и ДОЕ должны были работать на протяжении 1977—1980 гг.

С середины 1977 г. в США начался и продолжался до конца 1980 г. третий этап исследований в области СКЭС. Работы эти носили уже плановый характер и осуществлялись организованной группой государственных и частных учреждений, включающей 11 ведущих и 39 субподрядных организаций. Цель программы состояла в выяснении к концу 1980 г. экономической целесообразности и технической осуществимости проекта СКЭС, а также социальных и экологических последствий его реализации. Первоначально запланированное финансирование программы на период 1977—1980 гг. составляло 15.6 млн. долл. Распределение функций и ассигнований между НАСА и ДОЕ представлено в табл. 5.2.

В конце 1978 г. был сформирован так называемый «исходный», или базовый, проект СКЭС (см. раздел 4.2) и все дальнейшие исследования проводились применительно именно к этому проекту. Их общее финансирование в конечном итоге составило 19.6 млн. долл.

В 1980 г. исследования были завершены и ДОЕ опубликовало итоговый доклад. Были сделаны выводы, что на пути осуществления проекта СКЭС нет непреодолимых технических трудностей, что общие затраты на создание и эксплуатацию системы на базе СКЭС сравнимы с затратами на системы, использующие другие источники энергии, а экологические и социально-политические проблемы вполне разрешимы.

К числу наиболее важных направлений дальнейших работ в области СКЭС были отнесены следующие:

- создание эффективных и экономичных систем преобразования и передачи энергии (в первую очередь снижение стоимости и увеличение объема производства ФЭП);

- разработка новых транспортных космических систем для доставки грузов на геостационарную орбиту;

- создание легких и устойчивых к воздействию внешних факторов космических конструкций и эффективных методов их строительства и эксплуатации;

- уменьшение воздействия СВЧ-излучения на окружающую среду при передаче энергии на Землю.

Параллельно с разработками по программе, выполнявшейся под эгидой Министерства энергетики и НАСА, проблемы СКЭС в 1979—1981 гг. изучались Национальной академией наук США и Управлением оценки технологий Конгресса США с целью выработки независимого мнения о концепции и критической оценки выводов программы. Обе организации пришли к заключению, что, хотя создание СКЭС представляется возможным в начале следующего столетия, информация по техническим, экологическим и экономическим аспектам концепции является еще недостаточной для принятия решения о строительстве станций. Для получения недостающей информации специалисты Управления рекомендовали финансировать дальнейшие исследования по техническим и экологическим проблемам СКЭС на уровне 5—10 и 20—30 млн. долл. в год соответственно. Обе организации признали нецелесообразным в настоящее время непосредственное финансирование работ по конкретным проектам СКЭС.

Кроме того, был сделан вывод, что для обеспечения требуемой экономической эффективности системы СКЭС ее установленная мощность должна быть не менее 300 ГВт. Это означает, что на геостационарной орбите должно находиться 60 станций, каждая из которых обеспечивает 5 ГВт электроэнергии на выходных шинах приемной ректенны. Было высказано предположение, что огромная стоимость и многочисленные технические, социальные и политические проблемы могут отодвинуть сроки создания такой системы на несколько десятилетий. Единственным жизнеспособным решением является придание программе развития СКЭС международного характера с участием в ней других стран.

Конгресс США, рассмотрев отчеты Академии наук и Управления оценки технологий, отказался субсидировать дальнейшие работы по СКЭС, и с 1981 г. их финансирование фактически было прекращено.

В таком результате развития исследований по проблеме СКЭС в США нет ничего удивительного. Ход событий, во-первых, подтвердил преждевременность разработки проекта крупномасштабной СКЭС, в создании которой на ранних этапах индустриализации космического пространства нет еще никакой необходимости. Во-вторых, специалисты США пришли к закономерному выводу о необходимости международного сотрудничества в осуществлении крупных космических проектов, а это противоречит проводимой нынешним правительством США политике милитаризации космического пространства, которая неизбежно влечет за собой сокращение расходов на мирные космические программы.

В сложившихся условиях исключительно важное значение имеет разработка хорошо сбалансированных планов дальнейших исследований, экспериментов и практических мероприятий, направленных на развитие СКЭС. В этом отношении представляет определенный интерес программа, подготовленная фирмой «Аэроспейс корпорейшн» в связи с необходимостью определения перспектив развития транспортных космических систем до 2000 г. [69].

В основу планирования работ по этой программе положены два принципа. Первый из них заключается в том, что каждый этап разработок и испытаний заканчивается созданием систем и оборудования, которые могут быть полезно использованы, независимо от того, как будут развиваться дальнейшие работы (принцип исключения так

называемых «мертвых» разработок). Второй принцип предполагает, что разработки на каждом этапе должны быть экономически выгодными, т. е. приносить доход, чтобы на заключительной стадии не пришлось прекратить реализацию программы из-за бюджетных ограничений.

Первый этап программы связан с созданием энергетического модуля с СБ мощностью 25 кВт, который выводится и разворачивается на низкой орбите с помощью многоразовой транспортной космической системы «Спейс Шаттл» и может быть использован для энергоснабжения мощных космических радиолокационных систем, больших спутников связи и других космических объектов.

На следующем этапе предполагается объединение десяти таких модулей в энергоустановку мощностью 250 кВт. При этом проводятся испытания технологических систем сборки больших конструкций в космосе. Одновременно планируется осуществить сборку и испытания системы генерации СВЧ-излучения мощностью 100 кВт и провести эксперименты по передаче этой энергии по линиям космос—космос и космос—Земля.

Третий этап программы предусматривает создание энергомодуля с электрической мощностью 2 МВт, собираемого на низкой орбите вместе с системой генерации СВЧ-излучения мощностью 1 МВт, антенной диаметром 14 м и ультрафиолетовым лазером мощностью 70 кВт и диаметром оптики 1 м. После сборки и испытаний на низкой орбите такой энергетический спутник должен быть доставлен на ГСО для проведения первых испытаний СКЭС с целью изучения влияния солнечного давления и гравитационных сил на динамику движения станции. При установке на борту станции еще трех лазеров мощностью 70 кВт любые четыре КА, находящиеся в сфере радиусом 4000 км от СКЭС, могут в течение длительных периодов быть обеспечены электрической мощностью 25 кВт, получаемой за счет передачи и преобразования лазерного излучения.

Следующий, четвертый, этап предполагает создание энергостанции с электрической мощностью 15 МВт, системой генерации СВЧ-излучения мощностью 12 МВт и антенной диаметром 100 м. Станция собирается и испытывается на низкой орбите, а затем доставляется на ГСО, где подвергается повторным испытаниям. Кроме передачи энергии на Землю в СВЧ-диапазоне, станция должна

обеспечивать выработку 25 кВт электрической мощности на каждом из 20 КА, находящихся от нее на расстоянии до 4000 км, с помощью 24 ультрафиолетовых лазеров с мощностью излучения 70 кВт каждый.

На заключительном этапе программы должна быть создана СКЭС с фотоэлектрической системой преобразования солнечной энергии мощностью 1.2 ГВт, СВЧ-системой мощностью 1 ГВт, антенной-решеткой диаметром 800 м и ультрафиолетовым лазером нового типа мощностью 300 кВт с диаметром оптики 3 м. Сборка и испытания всех систем станции производятся на ГСО. Станция должна обеспечивать получение 800 МВт электрической мощности на Земле и 100 кВт на любом КА, находящемся на орбите высотой от 150 до 60 000 км. При увеличении числа лазеров на борту станции она сможет обеспечивать энергией практически все спутники в космическом пространстве.

Лишь при условии успешного завершения всех этапов программы планируется создание полномасштабной СКЭС с электрической мощностью на борту 8—16 ГВт, мощностью СВЧ-излучения 6.3—13.0 ГВт, антенной диаметром 1 км и лазерной энергоустановкой мощностью 50 МВт, способной обеспечивать энергией все КА в космическом пространстве.

Советскими специалистами также рассмотрена возможность поэтапного создания СКЭС, начиная с так называемой головной станции мощностью 500 МВт, которая может быть построена на основе достижимых в ближайшие 10—15 лет удельных параметров [26]. По мнению авторов, главное значение такой головной СКЭС будет заключаться в том, что она явится мощным рычагом в интенсификации разнообразных работ по направлениям, имеющим жизненно важное значение для космонавтики, позволит получить необходимый опыт, обеспечит создание обоснованных предпосылок к развертыванию систем более мощных СКЭС.

Подводя итог рассмотрению всего комплекса вопросов, связанных с концепцией СКЭС, можно заключить, что появление таких станций положит начало развитию принципиально новой космическо-земной гелиоэнергетики, которая должна стать основой индустриализации околоземного пространства.

В период индустриализации СКЭС дадут энергию, необходимую для создания и эксплуатации разнообразных

космических систем, включая их транспортировку, строительство и обслуживание в космосе, и обеспечат требуемый прирост выработки энергии на Земле с минимальным ущербом для окружающей среды.

Один из вероятных вариантов структуры будущей космическо-земной гелиоэнергетики можно представить в следующем виде (рис. 5.6) [1]. На СКЭС осуществляется прямое преобразование сконцентрированного солнечного

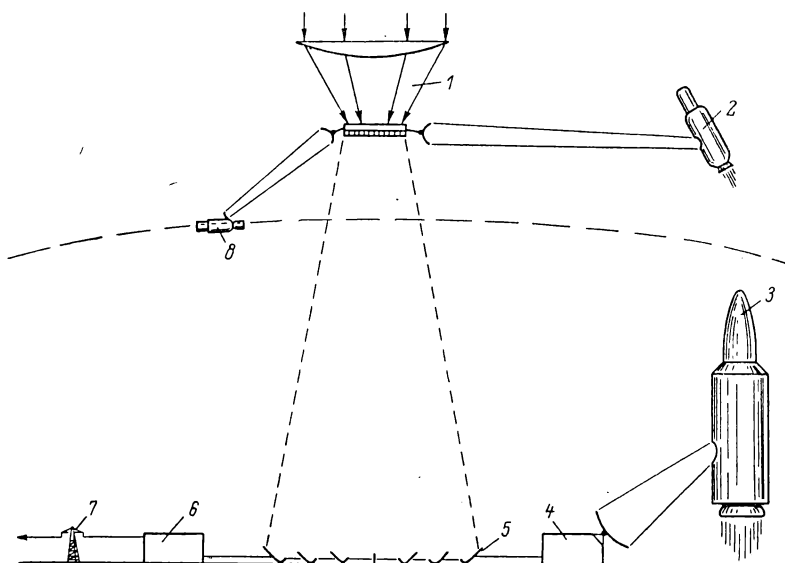


Рис. 5.6. Пути использования энергии, производимой СКЭС.

1 — СКЭС; 2 — МТА с лазерным двигателем; 3 — тяжелый носитель с лазерным двигателем; 4 — наземная энергостанция; 5 — концентраторы СВЧ-излучения с ЦПЭ; 6 — электростанция; 7 — ЛЭП; 8 — КА.

излучения в СВЧ- и лазерное излучение, которое с помощью фазированных антенных решеток и силовых оптических систем направляется к Земле и различным космическим объектам.

На Земле СВЧ-излучение улавливается концентрирующими системами и преобразуется в электроэнергию в мощных агрегатах типа циклотронных преобразователей энергии. Часть полученной таким путем электроэнергии поступает в земную электросеть прежде всего для электроснабжения производств, участвующих в создании космической техники, а также для удовлетворения других

энергетических потребностей на Земле. Другая часть полученной с помощью СКЭС энергии подводится к мощным наземным лазерным установкам, которые передают ее в виде узконаправленного излучения на борт тяжелых ракет-носителей с лазерными двигателями, использующими в качестве рабочего тела воду, водород или атмосферный воздух.

Лазерные установки, находящиеся на борту СКЭС, обеспечивают энергией межорбитальные транспортные аппараты с лазерными или электроракетными двигателями и различные космические аппараты, станции, базы, производственные комплексы, входящие в состав информационных, промышленных и строительно-монтажных орбитальных систем. В некоторых случаях для передачи энергии в космосе может оказаться целесообразным использование СВЧ-излучения, например для питания мощных микроволновых ракетных двигателей, осуществляющих прямое преобразование лучистой энергии в кинетическую энергию ускоряемых частиц рабочего тела.

Таким образом, в обозримой перспективе с помощью систем СКЭС можно будет осуществлять эффективное централизованное энергоснабжение всех земных и космических потребителей, участвующих в процессе индустриализации космического пространства. В более отдаленном будущем грузопоток с Земли в космос должен сократиться и энергия СКЭС будет использоваться главным образом для добычи, транспортировки и переработки сырьевых ресурсов космического пространства и частичного удовлетворения нарастающего энергопотребления на Земле.

В заключение заметим, что в рассмотренной системе космическо-земной энергетики решающая роль принадлежит устройствам, в которых осуществляются процессы генерирования, преобразования и передачи мощных потоков различного излучения — солнечного, СВЧ и лазерного. В работе этих устройств имеются принципиальные отличия, но есть и очень много общего, что позволяет сегодня с уверенностью говорить о новом направлении в энергетике будущего — так называемой л у ч и с т о й э н е р г е т и к е.

В качестве первичного источника в лучистой энергетике может рассматриваться не только Солнце, но и любой другой искусственный источник энергии — химический,

ядерный или термоядерный. В целом же лучистую энергетику можно определить как область науки и техники, которая будет заниматься комплексными проблемами исследования, проектирования, создания и эксплуатации систем и устройств, предназначенных для генерирования, преобразования и передачи лучистой энергии в различных спектральных диапазонах с целью энергоснабжения потребителей на Земле и в космосе. Таким образом, лучистая энергетика не является одним из направлений гелиоэнергетики, а скорее наоборот, солнечная энергетика есть одна из составляющих лучистой наряду с лазерной и СВЧ-энергетикой.

Сегодня лучистая энергетика уже ждет своих исследователей и разработчиков, но ее проблемам будут посвящены другие книги.

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Авдусевский В. С., Гришин С. Д., Лесков Л. В. и др.* Энергетика и космос. — Земля и Вселенная, 1981, № 6, с. 2—6.
2. *Авдусевский В. С., Успенский Г. Р.* Народнохозяйственные и научные космические комплексы. М.: Машиностроение, 1985. 416 с.
3. *Алферов Ж. И., Андреев В. М., Казан М. Б. и др.* Исследования по высокоэффективным гетеропреобразователям в системе AlGaAs—GaAs. — В кн.: Тр. ВЭЛК (21—27 июня 1977 г., Москва). М., 1977, секция 5А, докл. 04. 20 с.
4. *Андреев А. А.* Аморфный кремний для преобразователей солнечной энергии — специфика свойств и проблемы повышения эффективности. — В кн.: Преобразование солнечной энергии: Сб. статей / Под ред. Н. Н. Семенова, А. Е. Шилова. М.: Наука, 1985, с. 25—28.
5. *Андриянов Ю. В., Башилов В. А., Бутарев Б. А. и др.* Исследование перспектив применения мощных электронных приборов в системах направленной передачи энергии из космоса на Землю. — В кн.: Тр. XVI чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секц. «К. Э. Циолковский и проблемы космического производства» (Калуга, 14—17 сентября 1981 г.). М.: ИИЕТ АН СССР, 1982, с. 141—145.
6. *Арджанов А. С., Потапов А. Н.* К вопросу моделирования преобразования светового излучения в электрические колебания. — В кн.: Пути использования солнечной энергии: Тез. докл. конф. (17—19 февраля 1981 г.). Черноголовка: ИХФ АН СССР, 1981, с. 53—54.
7. *Арманд Н. А., Ломакин А. Н., Парамонов Б. М.* К вопросу о точности ориентирования космических солнечных электростанций. — В кн.: Тр. XVI чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секц. «К. Э. Циолковский и проблемы космического производства» (Калуга, 14—17 сентября 1981 г.). М.: ИИЕТ АН СССР, 1982, с. 123—132.
8. А. с. 946 372 (СССР). Способ энергоснабжения наземных потребителей из космоса / Н. А. Арманд, А. Ф. Евич, Е. А. Нариманов, Б. М. Парамонов. Заявл. 31.10.80, № 3000222/40-23. — Оpubл. в Б. И., 1983, № 3.
9. *Баранов В. К.* Новые концентраторы излучения и перспективы их применения в оптике и гелиотехнике. — Тр. ГОИ, 1979, т. 45, вып. 179, с. 57—70.
10. *Баранов В. К., Васильева Л. В., Протасов М. Н.* Селективно

- отражающее металлическое зеркало. — Гелиотехника, 1966, № 2, с. 9—11.
11. Барденков В. А., Ванке В. А., Горшков И. С., Лопухин В. М. О преобразователе СВЧ-энергии с реверсивным магнитным полем. — Радиотехника и электроника, 1976, т. 21, № 4, с. 821—830.
  12. Беляков И. Т., Борисов Ю. Д. Основы космической технологии. М.: Машиностроение, 1980. 184 с.
  13. Бродянский В. М. Эксергетический метод термодинамического анализа. М.: Энергия, 1973. 296 с.
  14. Ванке В. А., Гореликов В. И., Лопухин В. М. и др. О двух вариантах наземного приемно-преобразующего комплекса СКЭС. — В кн.: Тр. XVI чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секц. «К. Э. Циолковский и проблемы космического производства» (Калуга, 14—17 сентября 1981 г.). М.: ИИЕТ АН СССР, 1982, с. 146—150.
  15. Ванке В. А., Лопухин В. М., Саввин В. Л. Проблемы солнечных космических электростанций. — УФН, 1977, т. 123, вып. 4, с. 633—655.
  16. Варваров Н. А. Космические гелиостанции. — Техника — молодежи, 1960, № 1, с. 34.
  17. Встреча М. С. Горбачева с делегацией Конгресса лауреатов Нобелевской премии. — Правда, 1985, № 318 (24575), 14 ноября.
  18. Гвамичава А. С., Кошелев В. А. Строительство в космосе. М.: Знание, 1984. 64 с.
  19. Глэмб Р. Дж., Кример Х. Принципы устройства и современное состояние лазерных ракетных двигателей. — Аэрокосмическая техника, 1985, т. 3, № 1, с. 119—131.
  20. Гольдовский Д. И. Космонавтика за рубежом. М.: Знание, 1980. 64 с.
  21. Грегори Д. Л. Различные подходы к проблеме производства энергии в космосе. — Ракетн. техника и космонавтика, 1979, т. 17, № 1, с. 190—199.
  22. Грилихес В. А. Орбитальные солнечные электростанции: мотивы и проблемы развития. — В кн.: Преобразование солнечной энергии: Сб. статей / Под ред. Н. Н. Семенова. Черноголовка: ИХФ АН СССР, 1981, с. 34—42.
  23. Грилихес В. А. Системы преобразования солнечной энергии для космических энергостанций: сравнительный анализ и перспективы развития. — В кн.: Преобразование солнечной энергии: Сб. статей / Под ред. Н. Н. Семенова, А. Е. Шилова. М.: Наука, 1985, с. 60—73.
  24. Грилихес В. А., Матвеев В. М., Полуэктов В. П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
  25. Грилихес В. А., Орлов П. П., Попов Л. Б. Солнечная энергия и космические полеты. М.: Наука, 1984. 216 с.
  26. Гришин С. Д., Евич А. Ф., Нариманов Е. А., Суриков В. М. Перспективы и возможности создания головных образцов космических солнечных электростанций. — В кн.: Тр. XVI чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секц. «К. Э. Циолковский и проблемы космического производства» (Калуга,

14—17 сентября 1981 г.). М.: ИИЕТ АН СССР, 1982, с. 110—113.

27. *Гришин С. Д., Лесков Л. В., Савичев В. В.* Космическая технология и производство. М.: Знание, 1978. 64 с.
28. *Гришин С. Д., Чекалин С. В.* Космический транспорт будущего. М.: Знание, 1983. 64 с.
29. *Дмитриев А. С., Кошелев В. А.* Космические двигатели будущего. М.: Знание, 1982. 64 с.
30. *Евдокимов В. М.* Некоторые новые теоретические модели фотопреобразователей и перспективы повышения их КПД. — В кн.: Преобразование солнечной энергии: Сб. статей / Под ред. Н. Н. Семенова, А. Е. Шилова. М.: Наука, 1985, с. 13—18.
31. *Захидов Р. А., Умаров Г. Я., Вайнер А. А.* Теория и расчет гелиотехнических концентрирующих систем. Ташкент: Фан, 1977. 144 с.
32. *Капица П. Л.* Эксперимент. Теория. Практика. М.: Наука, 1977. 352 с.
33. *Карцев В. П., Хазановский П. М.* Тысячелетия энергетики. М.: Знание, 1984. 224 с.
34. *Коваль А. Д., Тюрин Ю. А.* Космос — Земле. М.: Знание, 1979. 112 с.
35. *Колтун М. М.* Оптика и метрология солнечных элементов. М.: Наука, 1985. 280 с.
36. *Колтун М. М.* Селективные оптические поверхности преобразователей солнечной энергии. М.: Наука, 1979. 216 с.
37. *Кузнецов В. А.* Ядерные реакторы космических энергетических установок. М.: Атомиздат, 1977. 240 с.
38. *Кукарин С. В.* Электронные СВЧ-приборы. 2-е изд. М.: Радио и связь, 1981. 272 с.
39. *Куландин А. А., Тимашев С. В., Иванов В. П.* Энергетические системы космических аппаратов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1979. 320 с.
40. *Кулешов В. С., Лакота М. А.* Динамика систем управления манипуляторами. М.: Энергия, 1971. 262 с.
41. *Леонтович М. А.* О термодинамических возможностях использования солнечной энергии. — УФН, 1974, т. 114, вып. 3, с. 555—558.
42. *Лидоренко Н. С.* Проблемы космической энергетики. — В кн.: Тр. XV чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секц. «К. Э. Циолковский и проблемы космического производства» (Калуга, 12—15 сентября 1980 г.). М.: ИИЕТ АН СССР, 1981, с. 15—18.
43. *Лидоренко Н. С., Евдокимов В. М., Зайцева А. К. и др.* Новые модели солнечных элементов и перспективы их оптимизации. — В кн.: Тр. ВЭИК (21—27 июня 1977 г., Москва). М., 1977, секция 5А, докл. 01. 27 с.
44. *Лузин С. Н.* Самофокусировка СВЧ-излучения от космических солнечных электростанций в верхней ионосфере. М.: ИЗМИР АН СССР, 1983. 26 с. (Препринт № 39 (450)).
45. *Лукьянов А. В.* Космические солнечные электростанции с тепловыми машинами. — В кн.: Тр. XVI чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секц. «К. Э. Циолковский и проблемы космиче-

- ского производства» (Калуга, 14—17 сентября 1981 г.). М.: ИИЕТ АН СССР, 1982, с. 133—140.
46. *О'Лири Б.* Строительство солнечных космических электростанций из материалов внеземного происхождения. — *Ракетн. техника и космонавтика*, 1979, т. 17, № 1, с. 200—205.
  47. *Планк М.* Теория теплового излучения. М.; Л.: ОНТИ, 1935. 128 с.
  48. *Поздняков Б. С., Коптелов Е. А.* Термоэлектрическая энергетика. М.: Атомиздат, 1974. 264 с.
  49. Проблемы космического производства / В. С. Авдеевский, И. В. Бармин, С. Д. Гришин и др. М.: Машиностроение, 1980. 221 с.
  50. *Пчельников Ю. Н., Свиридов В. Т.* Электроника сверхвысоких частот. М.: Радио и связь, 1981. 96 с.
  51. Разоружение — веление времени: Документы и материалы. М.: изд-во «Правда». 1985. Вып. 6. 256 с.
  52. *Ржонсницкий Б. Н.* Никола Тесла. М.: Мол. гвардия, 1959. 222 с.
  53. *Самойленко В. И., Шишов Ю. А.* Управление фазированными антенными решетками. М.: Радио и связь, 1983. 240 с.
  54. СВЧ-энергетика / Под ред. Э. Окресса; пер. с англ. под ред. Э. Д. Шлифера. М.: Мир, 1971. Т. 1, 3.
  55. *Севрук Д. Д., Котельников А. А., Куркин И. И., Квасников Л. А.* Современные возможности создания высокоэффективных космических солнечных электростанций. — В кн.: Пути использования солнечной энергии: Тез. докл. конф. (17—19 февраля 1981 г.). Черноголовка: ИХФ АН СССР, 1981, с. 100.
  56. *Сырикович М. А., Штильрайн Э. Э.* Энергетика. Проблемы и перспективы. М.: Энергия, 1981. 192 с.
  57. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов / Л. А. Квасников, Л. А. Латышев, Д. Д. Севрук, В. Б. Тихонов. М.: Машиностроение, 1984. 332 с.
  58. *Ушаков Б. А., Никитин В. Д., Емельянов И. Я.* Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М.: Атомиздат, 1974. 288 с.
  59. *Феоктистов К. П.* Семь шагов в небо. М.: Мол. гвардия, 1984. 255 с.
  60. *Феоктистов К. П., Бубнов И. Н.* О космолетах. М.: Мол. гвардия, 1982. 207 с.
  61. *Цандер Ф. А.* Собрание трудов. Рига: Зинатне, 1977, с. 395—422.
  62. *Циолковский К. Э.* Жизнь в межзвездной среде. М.: Наука, 1964. 84 с.
  63. *Циолковский К. Э.* Исследование мировых пространств реактивными приборами. — Собр. соч. М.: Изд-во АН СССР, 1954, т. 2, с. 100—139.
  64. *Шаргут Я., Петела Р.* Эксергия. М.: Энергия, 1968. 280 с.
  65. Энергетические установки космических аппаратов / С. А. Подшивалов, Э. И. Иванов, Л. И. Муратов и др. М.: Энергоиздат, 1981. 223 с.
  66. *Эрике К. А.* Будущее космической индустрии. М.: Машиностроение, 1979. 200 с.
  67. *Abromavage M. M., Valentino A. R.* Environmental assesment for the satellite power system concept development and evaluation program. N. Y.: AIAA, 1981. 8 p. (AIAA Pap., N 81-224).

68. *Angelo I. A., Buden D.* Nuclear power-key to man's extraterrestrial civilization. — In: Proc. 17th IECEC. N. Y.: IEEE, 1982, p. 1397—1402.
69. *Bekey I.* Integrating space developments: 1980—1985. — Astr. and Aeron., 1978, N 2, p. 50—67.
70. *Brown W. C.* The SPS as a source of base load electrical power. — IEEE Trans. Power Appar. and Syst., 1981, vol. PAS-100, N 6, p. 2766—2774.
71. *Brown W. C.* The technology base for the microwave power transmission system in the SPS. — In: Proc. 14th IECEC. N. Y.: AChS, 1979, vol. 3, p. 1492—1499.
72. *Brown W. C., Myanard O. E.* The adaptation of free space power transmission technology to the SSPS concept. N. Y.: AIAA, 1975. 12 p. (AIAA Pap., N 75-642).
73. *Byrd I. M., Adler C. G.* The maximum efficiency of solar energy conversion devices. — J. Appl. Phys., 1983, vol. 54, N 12, p. 7166—7169.
74. *Caluori V. A., Oman H.* Photovoltaic solar power satellites. — In: Proc. 12th IECEC. N. Y.: IEEE, 1977, p. 1378—1385.
75. *Cantfio L. I., Chobotov V. A., Wolge M. G.* Photovoltaic, gravitationally-stabilized solid-state satellite solar power station. N. Y.: AIAA, 1977. 15 p. (AIAA Pap., N 77-511).
76. *Davis E. E.* Power satellite construction location considerations. — In: Proc. 12th IECEC. N. Y.: IEEE, 1977, p. 1399—1404.
77. *Denman O. S.* From sunlight in space to 60 Hz on Earth — the losses along the way. — In: Proc. 13th IECEC. N. Y.: IEEE, 1978, p. 178—184.
78. *Drummond J. E., Drummond R. N.* Derivation of a low cost satellite power system. — In: Proc. 11th IECEC. N. Y.: AIAA, 1976, p. 64—70.
79. *Finnell W.* Solar power satellite microwave power transmission and reception system. — In: Proc. 16th IECEC. N. Y.: IEEE, 1981, vol. 1, p. 266—271.
80. *Fitzpatrick G. O., Britt I.* Thermionic and its application to the SPS. — In: Radiation energy conversion in space. N. Y.: AIAA, 1978, p. 211—221.
81. *Forestieri A. F., Baraona C. R.* Space station power system. — IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst., 1984, vol. 20, N 6, p. 666—671.
82. *Freeman I. W., Simons S.* Direct conversion of light to radio frequency energy. — In: Proc. 16th IECEC. N. Y.: IEEE, 1981, vol. 1, p. 95—96.
83. *Freeman I. W., Simons S., Colson W. B.* The photoklystron. — Space Solar Power Rev., 1980, vol. 1, N 1, p. 145—154.
84. *Glaser P. E.* Method and apparatus for converting solar radiation to electrical power. — US Patent 3781647, Dec. 23, 1973.
85. *Glaser P. E.* Perspectives on satellite solar power. N. Y.: AIAA, 1977. 12 p. (AIAA Pap., N 77-352).
86. *Glaser P. E.* Power from the Sun: its future. — Science, 1968, vol. 168, Nov., p. 857—886.
87. *Glaser P., Almgren D.* Candidate solar cell materials for photovoltaic conversion in a solar power satellite. — In: Photovolt. solar energy conf. N. Y.: IEEE, 1977, p. 836—838.
88. *Goubau G.* Microwave power transmission from an orbiting solar

- power station. — *J. Microwave Power*, 1970, vol. 5, N 12, p. 22—30.
89. *Gregory D. L.* Alternative approaches to space-based power generation. — *J. Energy*, 1977, vol. 1, N 2, p. 85—92.
  90. *Gregory D. L.* Thermal engine power satellite. — In: *Proc. 12th IECEC*. N. Y.: IEEE, 1977, p. 1386—1390.
  91. *Grey J.* A rationale for large space-based solar power systems. N. Y.: AIAA, 1977. 12 p. (AIAA Pap., N 77-510).
  92. *Hanley G. M.* Evolution of satellite power system concepts. — In: *Proc. 13th IECEC*. N. Y.: SAE, 1978, p. 149—155.
  93. *Hanley G. M., Bergeron R. P.* An overview of the satellite power system transportation. N. Y.: AIAA, 1978. 8 p. (AIAA Pap., N 78-975).
  94. *Kerwin E. M., Suddath I. H., Arndt G. D.* Antenna optimization and cost consideration for the SPS microwave system. — In: *Proc. 16th IECEC*. N. Y.: IEEE, 1981, vol. 1, p. 272—277.
  95. *Kline R., Nathan C. A.* Overcoming two significant hurdles to space power generation: transportation and assembly. N. Y.: AIAA, 1975. 16 p. (AIAA Pap., N 75-644).
  96. *Kraft K. C.* The solar power satellite concept — the past decade and the next decade. N. Y.: AIAA, 1979. 12 p. (AIAA Pap., N 79-0534).
  97. *La Rock R. I.* Satellite power systems overview. — In: *Proc. 13th IECEC*. N. Y.: IEEE, 1978, vol. 1, p. 146—148.
  98. *Leopold L., Arndt G. D.* Solid-state alternatives for the solar power satellite. — In: *Proc. Nat. telecom. conf.* Houston: NASA, 1980, p. 72.1.1—72.1.5.
  99. *Lund W. W., Rathjeu S. M.* Microwave phased array design consideration for SPS. — In: *Proc. 13th IECEC*. N. Y.: SAE, 1978, vol. 1, p. 201—204.
  100. *Manoff M.* Solar power satellite thermal analysis. — In: *Proc. 13th IECEC*. N. Y.: SAE, 1978, p. 185—188.
  101. *McKenna R., Niggemann R., Thollot P.* Solar dynamic power for space station. — In: *SAE Techn. Pap.*, N 84-1524. N. Y., 1984, p. 59—84.
  102. *McRae W. V., Hanley G. M.* Advanced satellite power system concept. — In: *Proc. 16th IECEC*. N. Y.: IEEE, 1981, vol. 3, p. 2115—2118.
  103. *Micci M. M.* Prospects for microwave heated propulsion. N. Y.: AIAA, 1984. 6 p. (AIAA Pap., N 84-1390).
  104. *Minovitch M. A.* Solar powered, self-refueling, microwave propelled interorbital transportation system. N. Y.: AIAA, 1983. 24 p. (AIAA Pap., N 83-1446).
  105. *Nalos E. I., Fitzsimmons G. W., Sperber B. R.* Applicability of solid state microwave technology to solar power satellites. — In: *Proc. 14th IECEC*. N. Y.: ACHS, 1979, vol. 3, p. 1506—1511.
  106. *Nussberger A. A.* SPS energy conversion and power management. — In: *Proc. 16th IECEC*. N. Y.: IEEE, 1981, vol. 1, p. 261—265.
  107. *Oman H. L., Gregory D. L.* Solar power satellite — heat engines or solar sells? N. Y.: AIAA, 1978. 12 p. (AIAA Pap., N 78-1684).
  108. OTA and NAS evaluate solar power satellite problems. — *Physics Today*, 1981, N 10, p. 53—54.

109. *Patha I. T., Woodcock G. R.* Feasibility of largescale orbital solar thermal power generation. — In: Proc. 8th IECEC. N. Y.: AIAA, 1973, p. 312—319.
110. *Piland R. O.* The solar power satellite concept evaluation program. — In: Radiation energy conversion in space / Ed. by V. W. Billman. N. Y.: Acad. Press, 1978, p. 3—24.
111. *Poveromo L. M., Muench W. K.* Composite beam builder. — SAMPLE Journ., 1981, N 1, p. 8.
112. Radiation energy conversion in space: Progress in astronautics and aeronautics / Ed. V. W. Billman. N. Y.: Acad. Press, 1978. Vol. 61. 670 p.
113. *Redding T. E.* Solar power satellite concepts and potential related space systems. — In: Proc. 12th IECEC. N. Y.: IEEE, 1977, vol. 1, p. 1405—1411.
114. *Sayl I. W., Arndt G. D.* Solar power satellite microwave system concept and performance consideration. — In: Nat. telecom. conf. Houston: NASA, 1980, p. 48.4.1—48.4.5.
115. *Summers R. A., Blieden H. R., Bloomquist C. E.* Assesment of satellite power station. N. Y.: AIAA, 1977. 8 p. (AIAA Pap., N 77-552).
116. *Tonelly A., McRae W.* Design and analysis of a 5000 MW GaAlAs, satellite power system. — In: Proc. 12th IECEC. N. Y.: IEEE, 1977, vol. 3, p. 1412—1420.
117. *Tonelli A. D., Nussberger A. A.* The design and evaluation of a 5 GW GaAlAs SPS. — In: Proc. 13th IECEC. N. Y.: SAE, 1978, p. 156—161.
118. *Woodcock G. R.* Solar power satellites — a system overview. — In: Proc. 12th IECEC. N. Y.: IEEE, 1977, vol. 1, p. 1387—1392.
119. *Woodcock G. R., Gregory D. L.* Derivation of a total satellite energy system. N. Y.: AIAA, 1975. 8 p. (AIAA Pap., N 75-640).
120. *Woodcock G. R., Gregory D. L.* Orbital solar energy technology advances. — In: Proc. 10th IECEC. N. Y.: IEEE, 1975, p. 1057—1063.

# ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
П р е д и с л о в и е . . . . .	3
Введение . . . . .	5
Глава 1. Освоение космического пространства и развитие гелиоэнергетики . . . . .	10
1.1. Потребности производства энергии в космосе	11
1.2. Тенденции развития космической энергетики	24
1.3. Направления исследований и разработок в области СКЭС . . . . .	33
Глава 2. Системы преобразования солнечной энергии . . .	41
2.1. Принципиальные возможности и пути преобра- зования энергии на СКЭС . . . . .	43
2.2. Концентраторы солнечного излучения и высоко- температурные источники тепла . . . . .	51
2.3. Преобразователи тепловой энергии солнечного излучения . . . . .	61
2.4. Фотоэлектрические преобразователи солнечной энергии . . . . .	71
Глава 3. СВЧ-системы передачи энергии . . . . .	85
3.1. Генераторы СВЧ-излучения . . . . .	86
3.2. Передающие системы . . . . .	96
3.3. Приемно-преобразующие системы . . . . .	106
Глава 4. Проекты солнечных космических энергостанций	114
4.1. Тепловые СКЭС . . . . .	115
4.2. Фотоэлектрические СКЭС . . . . .	130
Глава 5. Проблемы и перспективы создания СКЭС . . . . .	147
5.1. Строительство и транспортировка . . . . .	148
5.2. Экологические, социальные и экономические проблемы . . . . .	159
5.3. Этапы и прогнозы развития . . . . .	164
Литература . . . . .	174

**Владимир Александрович Грилихес**

**СОЛНЕЧНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ  
ЭНЕРГОСТАНЦИИ**

**Утверждено к печати  
Редколлегией серии «Научно-популярная  
литература»**

**Редактор издательства А. Л. Иванова  
Художник Г. В. Смирнов  
Технический редактор Р. А. Кондратьева  
Корректоры Н. П. Кизим, Г. В. Семерикова**

**ИБ № 21632**

**Сдано в набор 23.05.86. Подписано к печати  
27.08.86. М-25794. Формат 84×108<sup>1</sup>/<sub>32</sub>. Бумага № 2.  
Гарнитура обыкновенная. Печать высокая. Усл.  
печ. л. 9.66. Усл. кр.-от. 9.86. Уч.-изд. л. 9.72.  
Тираж 6900. Тип. зак. 466. Цена 65 к.**

**Ордена Трудового Красного Знамени  
издательство «Наука». Ленинградское отделение  
199034, Ленинград, В-34, Менделеевская лин., 1.**

**Ордена Трудового Красного Знамени  
Первая типография издательства «Наука».  
199034, Ленинград, В-34, 9 линия, 12.**

**КНИГИ ИЗДАТЕЛЬСТВА «НАУКА»  
МОЖНО ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ЗАКАЗАТЬ  
В МАГАЗИНАХ ЦЕНТРАЛЬНОЙ КОНТОРЫ  
«АКАДЕМКНИГА»,  
В МЕСТНЫХ МАГАЗИНАХ КНИГОТОРГОВ  
ИЛИ ПОТРЕБИТЕЛЬСКОЙ КООПЕРАЦИИ.**

*Для получения книг почтой  
заказы просим направлять по адресу:*

117192 Москва, Мичуринский пр., 12,  
магазин «Книга — почтой»  
Центральной конторы «Академкнига»;

197345 Ленинград, Петрозаводская ул., 7,  
магазин «Книга — почтой»  
Северо-Западной конторы «Академкнига»

*или в ближайший магазин «Академкнига»,  
имеющий отдел «Книга — почтой»:*

- 480091 Алма-Ата, ул. Фурманова, 91/97 («Книга — почтой»);  
370005 Баку, ул. Джапаридзе, 13 («Книга — почтой»);  
232600 Вильнюс, ул. Университето, 4;  
690088 Владивосток, Океанский пр., 140;  
320093 Днепропетровск, пр. Гагарина, 24 («Книга — почтой»);  
734001 Душанбе, пр. Ленина, 95 («Книга — почтой»);  
375002 Ереван, ул. Туманяна, 31;  
664033 Иркутск, ул. Лермонтова, 289 («Книга — почтой»);  
420043 Казань, ул. Достоевского, 53;  
252030 Киев, ул. Ленина, 42;  
252142 Киев, пр. Вернадского, 79;  
252030 Киев, ул. Пирогова, 2;  
252030 Киев, ул. Пирогова, 4 («Книга — почтой»);  
277012 Кишинев, пр. Ленина, 148 («Книга — почтой»);  
343900 Краматорск Донецкой обл., ул. Марата, 1 («Книга —  
почтой»);  
660049 Красноярск, пр. Мира, 84;  
443002 Куйбышев, пр. Ленина, 2 («Книга — почтой»);  
191104 Ленинград, Литейный пр., 57;  
199164, Ленинград, Таможенный пер., 2;

199004, Ленинград, 9 линия, 16;  
220012 **Мпнск**, Ленинский пр., 72 («Книга — почтой»);  
103009 **Москва**, ул. Горького, 19а;  
117312 **Москва**, ул. Вавилова, 55/7;  
630076 **Новосибирск**, Красный пер., 51;  
630090 **Новосибирск**, Академгородок, Морской пр., 22 («Книга — почтой»);  
142284 **Протвино** Московской обл., «Академкнига»;  
142292 **Пуццино** Московской обл., МР «В», 1;  
620151 **Свердловск**, ул. Мамина-Сибиряка, 137 («Книга — почтой»);  
700029 **Ташкент**, ул. Ленина, 73;  
700100 **Ташкент**, ул. Шота Руставели, 43;  
700187 **Ташкент**, ул. Дружбы народов, 6 («Книга — почтой»);  
634050 **Томск**, наб. реки Ушайки, 18;  
450059 **Уфа**, ул. Р. Зорге, 10 («Книга — почтой»);  
450025 **Уфа**, ул. Коммунистическая, 49;  
720001 **Фрунзе**, бульв. Дзержинского, 42 («Книга — почтой»);  
310078 **Харьков**, ул. Чернышевского, 87 («Книга — почтой»).



Автор книги — доктор технических наук В.А. Грилихес — известный ученый в области гелиоэнергетики. Написанные им в соавторстве монографии «Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов» (Машиностроение, 1975), «Солнечная энергия и космические полеты» (Наука, 1984), а также многочисленные статьи и доклады по вопросам преобразования солнечной энергии получили широкое признание специалистов и научно-технической общественности.

Новая книга В. А. Грилихеса знакомит читателей с одной из увлекательнейших проблем

энергетики и космонавтики будущего — проблемой солнечных космических энергостанций, предназначенных для централизованного снабжения энергией разнообразных потребителей в космосе и на Земле при индустриализации околоземного пространства в грядущем тысячелетии. Создание таких энергостанций положит начало развитию большой космической гелиоэнергетики, неизбежность которого предвидел К. Э. Циолковский, и должно стать новым крупным шагом человечества в мирном освоении космоса на основе широкого международного сотрудничества.