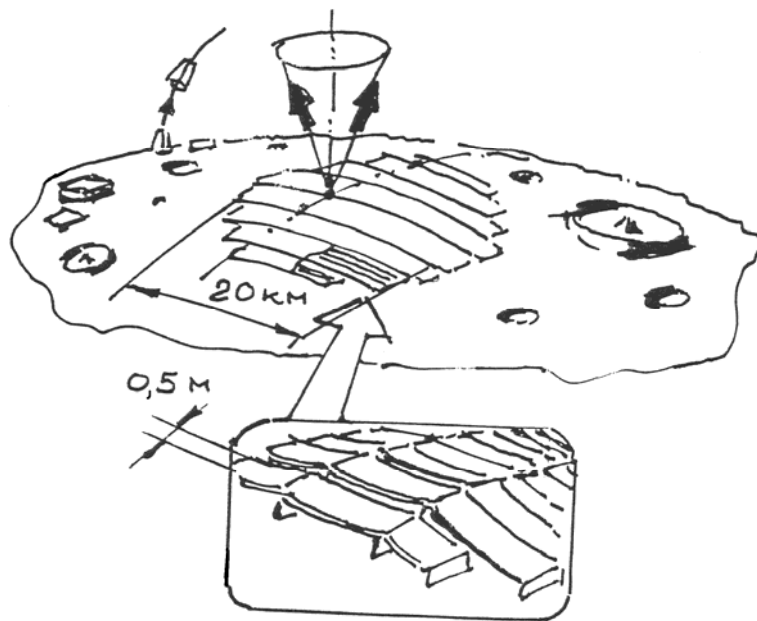


Экологически чистая мировая электроэнергетика и космонавтика в XXI веке

Ю.М. Еськов



Москва, 2004

**Экологически чистая
мировая электроэнергетика
и космонавтика в XXI веке**

Ю.М. Еськов,

чл.-корр. Российской академии космонавтики
им. К.Э. Циолковского

Основываясь на историческом опыте, можно утверждать, что, подобно другим крупнейшим свершениям человечества, последствия выхода в космос многократно превзойдут в отдаленной перспективе сегодняшний непосредственный эффект и окажут глубочайшее воздействие на весь последующий ход нашей цивилизации.

М.В. Келдыш

Москва, 2004

Оглавление

Предисловие	5
Принятые сокращения	9
Часть I. Потребности человечества в электроэнергии в 21-ом веке и пути создания экологически чистой энергетики большой мощности	11
Введение	11
Глава 1. Перспективные системы глобального «беспарникового» электроснабжения в 21-ом веке	16
1.1. Электроядерные АЭС (ЭЯЭС)	16
1.2. Экологически чистые термоядерные ЭС (ТЯЭС)	17
1.3. Лунные электрические станции (ЛЭС) дистанционного электроснабжения Земли по микроволновому лучу	20
Глава 2. О рациональной структуре и мощностях электроэнергетики 21-го века	29
Глава 3. Транспортные системы, работающие на «космическом» топливе – основа экологически чистой электроэнергетики.....	31
3.1. Лунные транспортные системы (ОИСЗ-Луна-ОИСЗ).....	34
3.1.1. Двухступенчатая «тихоходная» грузовая транспортная система многоразовых космических аппаратов, работающих только на лунном топливе.....	34
3.1.2. Скоростной транспортный многоразовый одно-ступенчатый корабль для доставки и смены экипажа лунной производственной базы, использующий как земное, так и лунное топливо	37
Глава 4. Низкоорбитальные околоземные КА-накопители (КАН) атмосферных кислорода и азота с дистанционным энергоснабжением со средневысотных энергоизлучательных лазерных комплексов.....	41
Глава 5. Добыча и транспортировка гелия-3 к Земле из атмосферы Урана	45
Глава 6. Сравнение возможных сценариев создания «беспарниковых» ЭС (ТЯЭС и ЛЭС).....	47
Глава 7. О возможных дополнительных крупномасштабных потребителях «космического» топлива	50
7.1. Увод ампул с радиоактивными отходами (РАО) за пределы Солнечной системы	51

7.2 Системы защиты Земли от опасных естественных космических объектов (ОКО).....	53
Часть II. Технические возможности создания демонстрационной ЛЭС за 10-15 лет	57
Введение	57
Глава 1. Концепция станции экологически чистой лунной системы электроснабжения Земли по микроволновому лучу (ЛЭС), обоснование схемы и параметров будущей штатной крупномасштабной системы; выбор мощности, схемы, конструкции и массы материалов для демонстрационной ЛЭС ...	57
Глава 2. Луна как сырьевая база	82
Глава 3. Состав лунной базы.....	85
3.1. Электростанция	85
3.2. Космодром	88
3.3. Жилой комплекс	89
Глава 4. Состав и функционирование заводов лунной базы. Продолжительность изготовления деталей и монтажа ЭИК	90
Глава 5. Обоснование грузопотоков с Земли на луну и оценка продолжительности развертывания налунной части демонстрационной ЛЭС	124
Глава 6. Некоторые технические проблемы создания демонстрационной ЛЭС и пути их решения	130
Глава 7. Место Луны в перспективных проектах освоения космоса.....	134
Заключение	139
Литература	142
Рисунки	144

Предисловие

Сегодня с критическими замечаниями о неблагоприятии в области глобальной экологии не выступает только ленивый.

Действительно, катастрофическое обострение экологической обстановки в биосфере Земли к концу 20-го – началу 21-го века является результатом сильнейшего, хаотичного и хищнического антропогенного воздействия. Уже сейчас ясно, что частными, локальными действиями проблему не решить. Поэтому надо рассматривать главную проблему в глобальном масштабе. Все меры, которые будут в дальнейшем рассмотрены, могут быть осуществлены только при широком международном сотрудничестве.

Сегодня такой ключевой проблемой, по мнению автора, является общая проблема энергетики и экологии с учетом демографии, ограниченности сырьевых ресурсов Земли, а также – глобальное потепление. Возможности решения этой проблемы рассмотрены в предлагаемой книге.

Книга состоит из 2-х частей. В первой части, имеющей концептуальный характер, на основе демографического прогноза роста населения в 1-ой половине XXI века оценивается общее количество населения к 2050 году.

Там же определяется суммарный уровень потребной мощности мировой электроэнергетической системы (10 млрд. кВт); указанный уровень определяется в предположении о некотором усредненном душевом электропотреблении (вдвое большем, чем в 2000 году).

Проведено рассмотрение современного состояния мировой электроэнергетики (преимущественно ТЭС), а также ее ограничения. Предлагаются наиболее вероятные перспективные средства экологически чистой электроэнергетики – безопасные электроядерные АЭС, термоядерные АС (ТЯАС) и лунные солнечно-микроволновые энергоизлучательные станции (ЛЭС), обеспечивающие дистанционное энергоснабжение Земли СВЧ-лучами сантиметрового диапазона длин волн. Показано, что по крайней мере половина перспективных схем электроэнергетики, не приводящих к глобальному потеплению (так называемая «беспарниковая» электроэнергетика), требует неизбежного применения космической техники, в частности – транспортных систем с ракетными двигателями, работающими на космическом (лунном) топливе.

Показано, что крупнотоннажное промышленное производство лунного топлива открывает новые, «неэнергетические», но признаваемые важными, области применения практической космонавтики, например, системы защиты Земли от столкновения с опасными космическими объектами (астероидами и ядрами комет).

Все это – один из путей в направлении человечества к устойчивому развитию.

Во второй части, посвященной решению конкретной технической задачи, обосновываются возможные решения по сравнительно быстрому (в течение 10-15 лет) созданию пилотного демонстрационного энергоизлучательного лунного комплекса мощностью в несколько миллионов киловатт – как типового модуля будущей полноразмерной ЛЭС мощностью до 2.5 – 3 млрд. киловатт к 2050 году.

Показан облик и состав лунной производственной базы, основные технологические процессы переработки лунного сырья (реголита) при получении конструкционных, электротехнических и других материалов, необходимых для создания основных деталей комплекса, а также технология ускоренного автоматизированного их монтажа на Луне.

Приведены также основные технологические процессы при производстве лунного ракетного топлива.

Оценен потребный грузопоток оборудования с Земли на лунную базу и необходимая численность парка транспортных аппаратов.

Книга написана автором в инициативном порядке, хотя некоторые изложенные в ней материалы разрабатывались автором ранее в рамках НИР Исследовательского центра им. Келдыша.

Работы эти были инициированы руководителем отдела Физико-технических проблем энергетики Академии наук СССР академиком Ю.Н. Руденко (начало 90-х годов) и поддержана в Научно-исследовательском центре Келдыша начальником института академиком А.С. Коротеевым.

Эти работы, в основном, касались общих проблем энергетики и проблем дистанционной передачи СВЧ лучом, для чего к работе были привлечены сотрудники Московского Радиотехнического института Академии наук СССР.

Указанные работы затрагивали лишь часть более общей проблемы развития энергетики и космонавтики, прогнозируемых на XXI век.

В таком комплексном (взаимосвязанном) виде, в каком они предложены автором в данной книге, они формулируются впервые.

Апробация отдельных аспектов проблемы, освещенной в данной книге, проводилась автором на ряде зарубежных международных конференций: Ужгород (Украина) 1993; Будапешт (Венгрия) 1994; Кобе (Япония) 1995), а также на конференциях и семинарах в России: в Исследовательском центре им. Келдыша; в институте Общей физики РАН; на международной конференции в ГЕОХИ РАН им. Вернадского – 1998, в НПО «Луч» (г. Подольск) – 1999 год.

Цель написания настоящей книги – ознакомить широкий круг читателей с решением наиболее сложной проблемы нашего XXI века – создания экологически чистой «беспарниковой» электроэнергетики Земли путем использования космических сырьевых ресурсов и разработки соответствующих космических технологий. Предложенные автором технические решения в части II, опираются на значительный имеющийся в России и за рубежом научно-технический задел, позволяют зримо представить себе облик и основные энергомассовые характеристики демонстрационной ЛЭС, характерные технологические процессы при изготовлении ее деталей и их продолжительность, а также продолжительность монтажа ЛЭС с помощью комбайнов-луноходов.

Главная цель этой части книги – убедить читателя в абсолютной реалистичности создания такой ЛЭС за вполне обозримые сроки (при соответствующем финансировании). Реальные параметры станции, конечно, будут несколько отличаться от приведенных («точность конечного результата не может быть выше точности исходных данных», а часть из них является заведомо приближенными). Данный материал не претендует ни на ранг технического проекта, ни на ранг технического предложения. Поэтому имеющиеся некоторые нестыковки цифр в различных разделах на этом этапе автор счел несущественными (наведение «полного ажура» в цифрах не повысит качества материала). Масштаб же проблемы вполне осязаем и при такой приближенности. Тем не менее автор с благодарностью готов принять любые замечания

читателей и предложения, с целью учета их в дальнейшей работе, которую предполагает продолжать.

Автор выражает признательность коллегам из МРТИ РАН принимавшим участие в обсуждении и решении различных аспектов СВЧ-передачи: (Белову С.Н., Свиридонову А.И. и Шапошникову С.С.). Автор также благодарит тех, кто взял на себя труд прочесть рукопись и дать ряд замечаний и предложений по улучшению текста: Гафаров А.А. и Пришлецов А.Б. (ИЦ им Келдыша), Петров Н.Н. (директор экологических программ ООО «ИНБАС»), Косый И.А. (Института Общей физики РАН), Богомолов А.С. (ЗАО «Физтехмед»), Малышев Г.В. – (МАИ).

Принятые сокращения

АБ – аккумуляторная батарея;
 АЭС – атомная электростанция (наземная);
 БПОП – буксир-перехватчик орбитального базирования;
 ГСО – геостационарная орбита;
 ДУ – двигательная установка;
 ЖРД – жидкостный ракетный двигатель (здесь – ДУ с криогенным окислителем O_2 и порошкообразными горючими Al и/или Si);
 ЗГ – задающий генератор;
 ИСЗ – искусственный спутник Земли;
 КА – космический аппарат;
 КС – космическая станция;
 камера сгорания;
 ЛБ – лунная база;
 ЛЖК – лунный жилой комплекс;
 ЛКЗ – лунный кислородный завод;
 ЛПБ – лунная производственная база;
 ЛКИ – летно-конструкторские испытания;
 ЛР – лунная ракета (рейс «ЛТЗ – ОИСЛ – ЛТЗ»);
 ЛТ – лунное топливо;
 ЛТЗ – лунный топливный завод;
 ЛТХ – летно-технические характеристики ;
 ЛЭС – лунная электрическая станция (электроснабжение Земли по СВЧ-лучу);
 МБ – межорбитальный буксир (рейс «ОИСЗ – ОИСЛ – ОИСЗ»);
 МКС – международная космическая станция;
 многоразовая космическая система (СВ);
 НТО – научно-технический отчет;
 ОИСЗ – орбита искусственного спутника Земли (низкая опорная орбита);
 ОИСЛ – орбита искусственного спутника Луны;
 ОКО – опасный космический объект (естественного происхождения);
 ОТЗС – орбитальная топливозаправочная станция (на ОИСЗ) ;
 ПН – полезная нагрузка КА, ЛР, МБ и СКА;
 РАО – радиоактивные отходы;

РБ – ракетный блок ;
 РН – ракета – носитель;
 СА – спускаемый аппарат;
 СБ – солнечная батарея;
 СВ – средства выведения (ПН на ОИСЗ);
 СКА – суборбитальный космический аппарат;
 СЭП – система электропитания;
 СЭРДУ – солнечно-электрическая ракетная ДУ;
 ТКА – транспортный космический аппарат;
 ТКС – транспортная космическая система;
 ТЭС – тепловая электростанция (наземная);
 УТС – управляемый термоядерный синтез;
 ФАР – фазированная антенная решетка (здесь – лунная);
 ХИ – холодильник-излучатель космической ЯЭУ замкнутой схемы;
 ЭРД – электроракетный двигатель;
 ЭУ – энергетическая установка;
 ЭХГ – электрохимический генератор (здесь – источник постоянного тока, вырабатываемого с расходом O_2 и H_2 и получением H_2O);
 ЯБЗ – ядерный боезаряд (применительно к системе защиты Земли от ОКО);
 ЯР – ядерный реактор;
 ЯРД – ядерный ракетный двигатель;
 ЯЭРДУ – ядерная электроракетная ДУ;
 ЯЭУ – ядерная энергетическая установка;

Часть I

Потребности человечества в электроэнергии в 21-ом веке и пути создания экологически чистой энергетики большой мощности

Введение

В сегодняшней 21-й век земная технологическая цивилизация вступила в состояние глубокого системного кризиса (демография, энергетика, экология). Громадный масштаб отрицательного воздействия человека на всю экологическую обстановку в мире, пока ещё неосознанный большинством населения планеты, но достаточно ясно представляемый учёными новой, недавно возникшей науки – глобалистики, позволяет сделать вполне чёткие, хотя и неутешительные, прогнозы на ближайшее, и более отдалённое будущее. Если «оставить всё как есть», на сегодня следует признать, что в глобальном масштабе, общее развитие человечества, со всё более и более ускоряющимися темпами негативных изменений, следует оценить, как спонтанное, беспорядочное, хаотическое развитие. Количественные оценки показывают, что суммарный вектор этого развития, если быстро не изменить ситуацию, с большой вероятностью приведёт к катастрофическим последствиям глобального масштаба, не позднее середины 21 века [1].

Глобалистика, родившаяся, как наука в середине 60-х годов, прошлого (20) века, чётко делает вывод, что выход из кризиса может быть найден путём перехода к управляемому, централизованному развитию, с безусловными элементами самоограничения. Этот вывод чётко следует из осознания принципиально ограниченных возможностей планеты Земля по располагаемым запасам энергоресурсов, площадей сельскохозяйственных угодий, предельной урожайности сельскохозяйственных культур и минимальной потребности человека в продуктах питания. При предельных количественных ограничениях по нагрузке на экологию, количество населения Земли не должно превысить 10 млрд. человек (по другим оценкам – 6-7 млрд).

Не касаясь социально-политических аспектов проблем и способов перехода к управляемому развитию, в настоящем разделе рассмотрены только, технические аспекты реализации разумного сценария *развития двух важнейших отраслей мировой экономики*

– базовой энергетики (в основном электроэнергетики) и космонавтики. Именно они смогут обеспечить выход человечества из глобального кризиса к устойчивому развитию. Несмотря на то, что современная техническая цивилизация является результатом функционирования и взаимодействия многих других областей деятельности (промышленное и сельскохозяйственное производство, коммунальное хозяйство, наука, образование и др.), выбор в качестве объекта анализа – энергетики, прежде всего электроэнергетики, не является случайным. Именно энергетика является ключом, и, кстати, наиболее уязвимым звеном мирового хозяйства. Достаточно представить себе, что произойдёт в гипотетическом случае «исчезновения» какой-либо из отраслей деятельности. Хотя несколько последующих фраз способны поспорить автора с большими и достойными «кланами», прежде всего гуманитариев, необходимо жёстко и грубо признать, что «мгновенная» ликвидация, например, образования, действительно окажет сильнейшее влияние на весь ход дальнейшей истории, но произойдёт это не сразу, а через несколько десятков лет. Быстрее будут ощущаться «отмена» фундаментальных наук, а в первую очередь прикладных. Но масштабы воздействия также ощутятся через 10 – 15 лет. Можно говорить о влиянии краха машиностроения или химической промышленности и спорить о его сроках. Даже развал сельскохозяйственного производства, в том виде, как оно существует, не приведёт к немедленному и необратимому вымиранию планеты. Просто сельское хозяйство вернётся к более примитивному и низкому уровню, возможно в течение нескольких лет (конечно с неизбежными и крупными потерями населения). Однако последствия «неожиданного» «исчезновения» энергетики и электроэнергетики проявятся мгновенно (буквально через часы), а масштабы потерь будут катастрофическими. Основной удар придётся по промышленно развитым странам. Достаточно представить себе отключение освещения, связи, ж/д. транспорта, отопления. Даже кажущийся автономным и «независимым» автомобильный транспорт быстро встанет (все бензонасосы на топливозаправочных станциях работают от электродвигателей), буквально через несколько дней может прекратиться нормальная жизнь в городах (а в них живёт более 50% населения развитых стран). Картина достаточно мрачная. Всё показывает, что именно энергетика является ключевым звеном и она достойна подробного анализа. Её надо улучшать (а об этом будет сказано ниже) [2].

Что касается космонавтики, то здесь ситуация сильно отличается от энергетики и привязка её к энергетике кажется необоснованной и произвольной. Космонавтика имеет реальных ресурсов, почти в 1000 раз меньше, чем мировой ТЭК. О космонавтике почти никто ничего не знает (достаточно спросить на улице первых 100 человек!). Но как будет видно из нижеследующего, будущая, новая электроэнергетика не сможет обойтись без космонавтики и соответствующих технических средств (новых космических двигателей и транспортных космических аппаратов). И вложения в неё (в долях мирового валового продукта) безусловно, и вполне обоснованно, должны быть увеличены [3, 4].

Попытаемся определить, какими же должны быть (количественно и качественно) энергетика в глобальном масштабе, а также космонавтика (и, соответственно, космическая техника, чтобы удовлетворить земные потребности), исходя из естественных потребностей «среднего» человека. Спустимся с академического на бытовой уровень рассмотрения проблемы.

Что нужно, или чего хочет человек?

По возможности высокий материальный уровень жизни (требования же к уровню культуры могут сильно различаться).

Высокое качество жизни, определяемое (помимо уровня медицинского обслуживания, образования и культуры) – сохранением окружающей среды (т.е. высокого уровня экологической чистоты).

Стабильность, включая минимум потерь и от социальных конфликтов внутри отдельного государства (определяемую уровнем (индексом) социальной напряженности, количественно оцениваемым, как отношение средних доходов 10% самых богатых членов общества, к уровню средних доходов 10% наименее обеспеченных слоёв населения), международная стабильность, определяемая в значительной мере, отсутствием войн и локальных пограничных конфликтов из-за спорных территорий, часто с залежами сырья, в основном энергоносителей.

Гарантией безопасности и защищённости от естественных природных катаклизмов и катастроф, начиная, например, с предупреждения о грозящем тайфуне до возможности его разрушения в начальной стадии, и кончая защитой Земли от столкновения с опасными космическими объектами (ОКО) – астероидами и ядрами комет.

В переводе на инженерно-технический язык и язык экономики, эти требования, как будет показано ниже, вполне могут быть реализованы такой единой системой: «энергетика + космонавтика», которая обеспечит:

1. Высокий уровень душевых доходов населения, определяемый в значительной мере уровнем душевого энергопотребления (в первую очередь электропотребления).

2. Высокую экологическую чистоту применяемых технологий, в первую очередь электроэнергетики, (т.е. ТЭКа), включая отсутствие вредных химических выбросов и «парниковых» газов, что стабилизирует глобальное потепление, а также отсутствие или снижение до приемлемого уровня различных излучений, от ядерных и термоядерных реакторов и радиоактивных отходов (РАО).

3. Повышение доли такой электроэнергетики, которая не требует расходования природных ископаемых энергоносителей.

4. Многоцелевое использование технических средств космонавтики (космической техники), разработанных для решения задач по п.п. 1, 2 и 3 (по типу, например, сегодняшней техники и технологий двойного назначения).

Рассмотрим современную наземную энергетику (электроэнергетику) – современный ТЭК – с точки зрения качественного и количественного соответствия вышеуказанным требованиям, возможное изменение масштаба и новой структуры ТЭКа, удовлетворяющих этим требованиям. Покажем также невозможность решения задач нового ТЭК без привлечения космонавтики.

Оценим общий масштаб современной электроэнергетики, её структуру и реализованные темпы роста за последние 50 лет, с точки зрения новых требований 21 века по неизбежному и быстрому наращиванию общей мощности в связи с демографическими прогнозами и желательностью повышения среднедушевого потребления, по сравнению с крайне низким сегодняшним уровнем.

Установленная мощность всех ЭС в мире 3млрд.кВт.эл. (3ТВт). С 1950г., когда она составляла 1млрд.кВт.эл, прирост составил 2млрд.кВт, а среднегодовые темпы прироста были значительны – 40млн.кВт/год.

Структура электроэнергетики сейчас характеризуется преимущественным положением ТЭС (до 80%). Доля ГЭС и АЭС составляет всего по 6%. Не вдаваясь в более точные оценки, можно считать долю угля, газа и нефти в ТЭС, примерно одинаковыми. На долю АЭС в мировом производстве электроэнергии приходится

ся пока всего 6%, однако есть опыт ряда стран, где эта доля значительно выше (Франция – 73%, Япония и ФРГ – примерно по 30%). Доля возобновляемых источников – ГЭС (6%), навряд ли возрастет. Доля солнечной энергетики, при наземном размещении установок, сегодня составляет 0,3%, а ветроэнергетики – 0,01%.

Особо стоит отметить главный недостаток ТЭС, дающих до 75% всей электроэнергетики (по другим оценкам – до 80%) – выброс в атмосферу до 20млрд.т/год CO_2 («парниковый газ»). При сегодняшних темпах потребления нефти, природного газа и угля, времена исчерпания мировых запасов ограничены, и составят 50 лет, 60 лет и 200-400 лет соответственно. Кроме того ТЭС имеет ещё один существенный недостаток – значительный местный перегрев атмосферы, из-за низкого термодинамического КПД – 33-35%. Это означает, что на каждый выработанный 1МВт электрической мощности, на локальный нагрев атмосферы расходуется 2МВт. («тепловое» загрязнение).

Предпринимаются определённые усилия по улучшению схем и параметров ТЭС. Так, начинают внедряться парогазовые ТЭС, где КПД может быть повышен до 50%. Это приведёт к снижению расхода топлива, и, соответственно, выбросов CO_2 на 33%, местного перегрева – также на 33%.

Однако, этих мер совершенно недостаточно, и дальнейшее наращивание абсолютной мощности всей электроэнергетики (наряду с сохранением некоторой доли на ТЭС), должно базироваться на применении новых типов «беспарниковых» электростанций.

Сегодня, при мощности всех ЭС 3млрд. кВт. и численности населения мира 6млрд. чел. среднедушевое электропотребление, составляет 0,5кВт.эл/чел. По демографическим прогнозам, к концу 2050г, население Земли должно возрасти до 10млрд.чел.

Какова же должна быть установленная мощность всех ЭС в 2050г, и структура ТЭКа. При душевом электропотреблении – 2кВт/чел. стабилизируются такие важнейшие показатели качества жизни, как детская смертность и продолжительность жизни. При снижении этой величины, показатели существенно ухудшаются, а при росте – практически остаются неизменными (это, естественно, не означает, что при большем энергопотреблении нельзя найти способов повышения уровня жизни – от «комфорта», до «роскоши»!). Здесь рассматривается минимально приемлемый уровень. Учитывая сильную инерционность ТЭКа (доля которого в валовом продукте развитых стран, составляет до 15%), и, полагая, что

к 2050г. будет реализована некая средняя величина, между сегодняшними 0.5кВт/чел, и «оптимальной» 2кВт/чел, (принято $-N_{\Sigma} = 1\text{кВт/чел}$), получим общую мощность ЭС – $N_{\Sigma} = 10\text{млрд.кВт}$. Полагая, что на долю ТЭС, останутся 30%, т.е. 3,0млрд.кВт.эл, что соответствует сегодняшней мощности. На долю «беспарниковой» электроэнергетики придётся ~ 7млрд.кВт, а темп прироста «беспарниковых» ЭС (140млн. кВт/год) – в 3.5 раза выше, чем за период 1950-2000г.

Каковы же реальные кандидаты в «клуб беспарниковых энергетиков» и пути финансирования этого грандиозного глобального проекта? Это, прежде всего АЭС с улучшенными параметрами, лунные энергостанции с дистанционной передачей электроэнергии с помощью СВЧ-лучей на земные приёмные устройства (ЛЭС) и термоядерные электростанции на экологически чистом топливе – гелий-3 + дейтерий (ТЯЭС).

Рассмотрим их с точки зрения степени готовности, обеспеченности топливом и экологической чистоты. Здесь будут кратко рассмотрены лишь схемы и физические основы их функционирования.

Глава 1. Перспективные системы глобального «беспарникового» электроснабжения в 21-ом веке

1.1. Электроядерные АЭС (ЭЯЭС)

Электроядерная АЭС, упрощённо, состоит из подкритического ядерного реактора на урановом или ториевом топливе и расположенного в непосредственной близости от него, вдоль оси – ускорителя протонов, питаемого от базовой электросети. Между ними размещена бериллийсодержащая мишень. Полученный в ускорителе пучок протонов большой мощности (до 100МВт) и высокой плотности, проходя через мишень, образует поток нейтронов, который и вызывает реакцию деления. Система начинает работать только после включения ускорителя и прекращает работу, соответственно, после его выключения (с учётом запаздывающих нейтронов). Способы теплосъёма с реактора и превращения тепла в электроэнергию – традиционны для АЭС [5].

Особенностью и главными преимуществами такой схемы являются:

– полный контроль над критичностью реактора и невозможность аварии, типа чернойбыльской.

– высокая плотность нейтронного потока в реакторе, что одновременно с выработкой электроэнергии позволяет осуществлять «трансмутацию» получающихся радионуклидов, «выжигая» наиболее активные, снижая общий объём полученных РАО и упрощая проблему их захоронения.

– возможность применения в топливном цикле урана-238, что позволяет эффективно использовать все запасы природного урана и обеспечить электростанции топливом, по крайней мере, на несколько сотен лет.

Техническое состояние разработок характеризуется высоким уровнем, запуск головной ЭЯЭС возможен через 20-25 лет. Экологическая чистота в части норм облучения обеспечивается в пределах нормативов.

1.2. Экологически чистые термоядерные ЭС (ТЯЭС)

Учитывая особую важность критерия экологической чистоты (при безусловном отсутствии парникового эффекта) предложено, для ТЯЭС, несколько типов термоядерных реакций (с использованием различных типов термоядерного топлива, отличающихся уровнем радиоактивности исходного топлива и конструкций реактора, а также температурой «поджига» реакции).

Так, наиболее экологически чистая реакция ${}^3\text{He}+{}^3\text{He}$ («анейтронная») требует исключительно высокой температуры поджига ~ 3 млрд. К и пока представляется малореалистичной.

Более «умеренная» температура – 800 млн. К, требуется для реакции ${}^3\text{He}+D$, которая теоретически, также является «анейтронной». Однако наличие в смесевом топливе ${}^3\text{He}+D$ дейтерия D, приводит к возникновению побочных реакций $D+D$, которые дают заметный фон нейтронов (хотя по оценкам, этот уровень значительно, на несколько порядков, ниже, чем в энергетических реакторах деления сегодняшних АЭС, работающих на обогащённом уране. Пока реакция $D+{}^3\text{He}$ практически не реализована, но интенсивные исследования по ней ведутся.

Ещё более умеренны требования по температуре реакции на топливе $D+T$ (дейтерий + тритий) ~ 100 млн. К. Здесь уже достигнуты конкретные и впечатляющие экспериментальные результаты: на установке JET типа токамак (в Кембридже, Англия) уже в 1991 г. была получена тепловая мощность ~ 2 МВт, в конце 90-х годов доведённая до 10 МВт. Хотя продолжительность этих экспериментов составляла всего несколько секунд (и определялась чис-

то стендовыми ограничениями по системе охлаждения), она, с точки зрения физики реактора, достаточна для подтверждения устойчивости плазменного кольцевого шнура. Правда, с экологической точки зрения эта реакция небезупречна. Во-первых, в состав топлива входит радиоактивный тритий (период полураспада ~ 12 лет), который нарабатывается в специальных ядерных реакторах. Во-вторых, уровень нейтронного потока (а, следовательно, и проблемы активации материалов конструкции) сохраняются. Высокая энергия нейтронов (~ 15 МэВ) приводит к достаточно быстрому разрушению материалов внутренней стенки тороидальной камеры. По оценкам, оказывается, что после 2-х – 3-х лет работы, придётся полностью менять систему посекционно, при массе секции до 500 т. И делать это в условиях сильной наведённой радиоактивности конструкции с помощью автоматических роботоманипуляторов, что потребует почти года работы. Тем не менее, основные удельные параметры такой установки уже заложены в недавно завершённый и прошедшей экспертизу проект термоядерного экспериментального международного реактора ITER (Япония, США, РФ и Европейский центр ядерных исследований). Постройка этого термоядерного реактора должна завершиться к 2010 году (без решения проблемы получения электроэнергии).

В Висконсинском университете (США), ведутся исследования в обеспечение возможности замены топлива $D+T$ на более экологически чистое топливо $D+{}^3\text{He}$ [6], в том числе путём повышения температуры реакции и напряжённости магнитного поля на 20%. Хотя сама возможность сохранения законов подобия в плазме при переходе от реализованной температуры 100 млн. К к 800 млн. К теоретически пока не обоснована. Кстати, даже после успешного завершения работ по слаборадиоактивному реактору с топливом $D+{}^3\text{He}$, при его будущей эксплуатации должна предусматриваться и кратковременная работа на радиоактивном топливе $T+D$ в качестве «запального» режима, по крайней мере, в течение нескольких минут, после чего при сохранении подачи D производится постепенный переход в системе подачи от трития к ${}^3\text{He}$.

Поскольку среди «беспарниковых» ЭС схема ТЯР типа токамак на дейтерий-гелиевом топливе является (наряду с электроядерной АЭС) наиболее проработанной, как с точки зрения конструкции, эксплуатации и экологической безопасности, в данном случае выделим именно радиационную безопасность. Остановимся на этих вопросах более подробно. Проблема обеспечения «чис-

тым» термоядерным топливом будет рассмотрена специально. В дальнейшем, для упрощения, дейтрий-гелиевые ТЯР, условно будем называть «чистыми».

С экологической точки зрения и с точки зрения безопасности наземные ТЯЭС на базе «чистых» ТЯР, работающие на дейтерий-гелиевом топливе имеют ряд существенных преимуществ перед урановыми АЭС и перед ТЯЭС с ТЯР на дейтрий-третиевом топливе [7].

Во-первых, в любых ТЯР принципиально невозможен ядерный взрыв из-за малых количеств топлива одновременно находящегося в реакторе и из-за отсутствия самого понятия критической массы. Секундный расход топлива в ТЯР крайне мал и, например, для ТЯР мощностью в 1ГВт. не превышает 3-х мг/с. В дейтерий-гелиевом ТЯР нейтронный поток на внутренней стенке реактора существенно (в 15 раз) меньше, чем в дейтерий-третиевом и соответствует температуре стенки всего 550° С, что позволяет:

- использовать в качестве основного конструкционного материала стенки относительно дешевую нержавеющей сталь, обеспечивающую низкую активацию и высокую стойкость. Это позволяет провести 30-ти летнюю кампанию ТЯР без смены стенки. В дейтриево-третиевом же ТЯР из-за высокого нейтронного потока, смена стенки неизбежна многократно при применении любых материалов.

- перейти в контуре охлаждения от высокотемпературного жидкометаллического литиевого теплоносителя, крайне опасного в пожарном отношении, к относительно низкотемпературным теплоносителям на основе синтетических кремнийорганических соединений.

- повысить безопасность реактора в аварийных ситуациях при отказах системы охлаждения из-за существенно меньшего остаточного тепловыделения в конструкции.

- улучшить условия эксплуатации труда персонала при ремонтных и регламентных работах, поскольку остаточная активность после выключения реактора снижается до безопасного уровня уже через несколько суток.

Благодаря тому, что основная энергия в реакции выделяется в виде энергии заряженных частиц, возможно использование синхротронного излучения для прямого его преобразования в электроэнергию с помощью электростатических преобразователей типа, например, ректенн, встроенных в стенку реактора. Это позво-

ляет увеличить общий КПД преобразования, снизить тепловое загрязнение биосферы и уменьшить долю энергии, преобразуемую в тепловых турбомашинных системах, что снижает уровень шума.

Благодаря малому нейтронному потоку, уменьшается и острота проблемы радиационной безопасности. Наведенная активность конструкции низка. Не требуется специальных, достаточно сложных, способов подготовки и захоронения радиоактивных отходов (РАО), характерных для урановых АЭС и включающих остекловывание их с последующим захоронением блоков или контейнеров с РАО в глубоких бетонированных колодцах или шахтах в скалистых породах. Вполне допустимо безопасное захоронение РАО после 30-летней эксплуатации ТЯР даже в упакованных бумажных пакетах на глубину более 2-х метров в обычный грунт.

В результате эксплуатации «чистого» ТЯР образуется, тем не менее, небольшое количество активного трития. За 30 лет непрерывной эксплуатации реактора, мощностью 1ГВт., нарабатывается 160кг. трития, от которого в результате идущего одновременно процесса распада остаётся всего ~ 60кг. Большая часть трития превращается в ³He, общая стоимость которого, кстати, достаточно велика и оценивается в 160млн\$. Наработанный тритий может храниться, например, в сосудах (банках) ёмкостью по несколько литров при умеренном тепловыделении (~100Вт.), общее количество сосудов 1000шт. Как по объёму, так и по условиям теплоотвода, технических проблем нет. Полученный ³He, может в принципе, использоваться для экономии основного топлива в ТЯР (однако его масса составляет всего лишь доли процента от необходимого ³He для работы в течение 30-ти летний кампании реактора). Тритий же вполне может использоваться в составе пускового топлива (D+T). Таким образом, техническая возможность создания малорадиоактивных ТЯР для ТЯЭС и достаточно высокий уровень проработки (хотя фундаментальные проблемы остаются) позволяют рассматривать наземные ТЯЭС как часть триады «беспариновых» ЭС.

1.3. Лунные электрические станции (ЛЭС) дистанционного электроснабжения Земли по микроволновому лучу

Предлагаемый проект лунных энергетических станций является результатом достаточно длительной эволюции взглядов на прямое использование возобновляемых космических ресурсов – энергии Солнца, а также практически неисчерпаемых запасов

космического сырья – в интересах базовой сверхмощной электроэнергетики глобального масштаба.

Анализ проработок первых проектов прямого использования энергии Солнца в наземных солнечно-энергетических электростанциях – как в безмашинных статических преобразователях типа ФЭП в виде планарных СБ – так и в тепловых турбоэлектромашинных преобразователях (ТЭМП), подтвердил полную техническую возможность создания агрегатов умеренной мощности обоих типов.

Однако по технико-экономическим и эксплуатационным показателям они не удовлетворяли требованиям «большой» электроэнергетики. Так, для наземных СБ с выходной мощностью 3 млрд кВт потребуются исключительно большие площади из-за малой реальной среднегодовой плотности падающего солнечного излучения (примерно 20 Вт/м² вместо 1360 Вт/м² на внешней границе земной атмосферы, за счет потерь при прохождении сухой атмосферы, облачности, осадков, учета циклов «день-ночь», «зима-лето» и т.д.). Кроме того, низок КПД солнечных батарей. Достигнутый максимальный КПД на арсенид-галлиевых многослойных, крайне дорогих, образцах СБ небольшого размера – примерно 35%; при больших же площадях он обычно снижается (примерно до 25-30%). Вообще применение СБ из арсенида галлия при таких масштабах мощности и, соответственно, площадях совершенно нереально из-за отсутствия галлия и мышьяка в необходимых количествах и крайне высокой стоимости самих материалов из-за низкого содержания их в сырье. Так, например, в базальтовых породах относительное содержание галлия и мышьяка составляет всего 0,0015% и 0,0005%, соответственно. Это почти в 20 000 и 60 000 раз меньше, чем содержание, например, кремния, который, кстати, является достаточно привлекательным материалом для СБ, хорошо освоенным в промышленном крупнотоннажном производстве, хотя он обеспечивает меньший КПД СБ (около 10% для СБ с полумикронным электрогенерирующим слоем кремния на стальной фольге-подложке). Для обеспечения потребной мощности 3 млрд. кВт при КПД 10 % площадь СБ составит $1,5 \cdot 10^{12}$ м² (квадрат 1220 на 1220 км), либо 6 отдельных анклавов по 550 на 550 км. При толщине стальной подложки 100 мкм, даже без учета защитного стеклянного слоя, масса энергосистемы составит примерно 1 млрд. тонн.

К другим недостаткам наземных СБ следует отнести:

– ограниченность выбора мест размещения СЭС, характеризующихся большим числом солнечных дней в году (300-350). Это, в основном, пустыни со своими недостатками: частыми песчаными бурями, оказывающими сильное эрозионное воздействие на внешний защитный слой СБ, что, в свою очередь затрудняет достижение длительного ресурса, подвижные барханы, требующие размещения планарных СБ на высоких опорах и т.д.

– низкие напряжения на выходе СБ по постоянному току и необходимость преобразования в высоковольтный переменный ток промышленной частоты для передачи с помощью проводных ЛЭП.

– большая протяженность ЛЭП от района размещения СЭС (Сахара, Калахари, Атакама, Саудовская Аравия и др.) до энергодефицитных районов-потребителей (до нескольких тысяч километров).

– желательность двухосной системы наведения СЭУ на Солнце, что ограничивает размеры единичного СБ-модуля (по условиям прочности) величиной $L \cdot L \sim 5 \cdot 5$ м. (возможно до $10 \cdot 10$ м.).

Главные недостатки тепловых электромашинных солнечных электростанций (ТЭМП):

– для получения высокого КПД замкнутого термодинамического цикла необходима высокая температура теплоприёмника (до 1400-1500К), что требует либо параболического зеркального солнечного концентратора больших габаритов с высоким качеством внутренней (рабочей) поверхности (при КПД = 35% и пиковой электрической мощности 100 МВт в ясный полдень, диаметр моноблочного концентратора ~20 м), либо большого количества плоских зеркал, управляемых по углу места одноосным разворотом, а по азимуту – перемещением по кольцевому рельсовому пути.

– большой высоты размещения теплоприёмника (десятки метров), от поверхности Земли, на тяжелой опорной башне.

Практически реализована максимальная электрическая мощность в такой многозеркальной системе ~80МВт.

В перспективе, для питания электричеством и теплом отдельных анклавов, такие СЭС годятся. Для глобальных же масштабов – нет. Сегодня вся земная солнечная электроэнергетика не превышает 1ГВт.эл.(0,3% всех ЭС). И в перспективе вряд ли превысит несколько процентов, что проблемы не решает.

Существенно больше перспективы имеют энергосистемы космического базирования, где солнечная энергия преобразуется

на СБ сначала в электроэнергию постоянного тока, а последний питает микроволновые генераторы (например, СВЧ диапазона) размещённые в виде плоской фазированной решетки (ФАР). На ФАР формируется острый СВЧ луч с расходимостью порядка $\sim 3 \cdot 10^{-4}$ радиан. Луч передается на наземные приёмно-преобразовательные устройства (ректенны) диаметром ~ 10 км., выполненные в виде нефазированных антенных решеток с твердотельными диодами или с так называемыми обращёнными электровакуумными приборами (типа, например, магнетрона или клистрона), размещаемыми в фокусе зеркальных радиоотражающих параболических антенн технологически освоенных габаритов (диаметром 3-5 м). В первом случае напряжение выходного постоянного тока до 1 кВ., во втором – до 100 кВ. (но требует точной системы наведения на Солнце).

Первые предложения по энергоснабжению Земли с геостационарной орбиты были высказаны В.Н. Варваровым (СССР) ещё в 1960 г. [8], подробная инженерная проработка заявлена П.Глезером [9] в 1968 г. (США) и подкреплена затем проектами ряда космических фирм США в 70-х годах, подтвердивших её техническую реализуемость. Однако, заявляемая тогда экономичность, базировалась на неоправданную оптимистическую стоимость выведения (~ 100 \$/кг. при выведении на низкую опорную околоземную орбиту).

Основная идея проекта состояла в создании с помощью автоматизированных заводов по изготовлению из доставленных с Земли (с ОИСЗ) материалов и части готовых изделий космической энергоизлучательной станции (КЭС) на ГСО. Каждая КЭС имела 2 основных функциональных элемента: крупногабаритную СБ непрерывно ориентированную на Солнце с выходной мощностью до $\dots 10$ млн. кВт.эл. и радиотехнический излучающий комплекс, выполненный в виде плоской, круглой в плане крупногабаритной ($D_{\text{фар}}=1$ км) фазированной решетки (ФАР), непрерывно ориентированной на конкретную наземную приёмно-преобразовательную антенну (ректенну). СВЧ луч КЭС при длине волны $\lambda = 12,25$ см. имел выходную мощность после ректенны до 5 млн. кВт. Масса каждой КЭС на ГСО ~ 50000 т.; масса всей космической части электроэнергетической системы, состоящей из 60 КЭС – 3 млн. т. Она должна была вырабатывать до 300 млн. кВт.эл. на выходных клеммах всех ректенн.

Даже с учётом возможности экономичной самотранспортировки КЭС с низкой опорной орбиты на ГСО при помощи штатных ЭРД стабилизации, ориентации и затрат топлива на эксплуатацию в течение 30 лет, характерный грузопоток на низкую опорную орбиту при сроке развёртывания всей системы 30 лет, составил бы 130 тыс. т/год, что почти в 200 раз превышает сегодняшний грузопоток на ОИСЗ. Это совершенно нереалистично не только в техническом отношении, но и из-за неприемлемого количества выбросов в атмосферу продуктов сгорания маршевых РД средств выведения при любых типах ракетных топлив, что регламентируется экологическими соображениями. Это усугубится применительно к рассматриваемой в данном разделе «триаде» экологически чистых «беспарниковых» ЭС – АЭС, ТЯЭС, и ЛЭС с учётом потребной мощности системы СВЧ энергоснабжения Земли с расчётом на 2050 г. ($\sim 2,5$ млрд. кВт.эл.). Тогда грузопоток составил бы ~ 1 млн. т/год.

Тем не менее, проработки КС выявили одно важное преимущество дистанционной передачи с КС на ректенну СВЧ-лучём – малые потери в атмосфере и в самой ректенне (до 10%). Это означает, что доля локального теплового загрязнения, приводящего к повышению температуры атмосферы, составляет всего 10% по отношению к вырабатываемой электроэнергии, что в 20 раз ниже, чем в АЭС и ТЭС и вдвое-втрое ниже, чем в «чистых» ТЯЭС.

Наиболее крупными недостатками системы КЭС на ГСО являются большие баллистические энергозатраты при доставке материалов с Земли.

В 1975 О'Нейл (США) предложил для создания конструкций различных поселений в космосе использовать лунное сырьё, а для запуска в космос ампул с сырьём – электромагнитные (безрасходные, с точки зрения использования энергии лунных СБ, пушки («ускорители»)) [10]. Характерные баллистические затраты, например при полёте с поверхности Луны в точку либрации $\sim 2,4$ км/с. При сравнении же потребных энергий (пропорциональных квадрату скорости) доставка на ГСО с окололунной орбиты, почти в 50 раз экономичней, чем с Земли. Дополнительным недостатком КЭС является наличие (из-за независимой ориентации СБ и ФАР) подвижного токосъёмника на большие токи. При $N_{\text{эл}}=10$ ГВт.эл. и $U=1$ кВ. сила тока в нём 10^4 кА. Относительная масса такого поворотного узла по оценкам фирмы Мицубиси – до 30%. Серьёзным же преимуществом дистанционного энергоснабжения по лучу (лу-

чам) является возможность размещения ректенн в наиболее удобном, с точки зрения потребителя, месте (практически в пределах геодезического расстояния от подспутниковой точки – до 5,5 тыс. км.); диаметр зоны обслуживания – 11 тыс. км.). И, наконец, важным свойством КЭС на ГСО является непрерывность энергоснабжения (за исключением 2-х коротких весенне-осенних перерывов длительностью по несколько часов), что необходимо для объектов так называемого бесперебойного электропитания.

Однако, гораздо более перспективной, с точки зрения реализации, может оказаться предложенная в конце 80-х годов идея Крисвелла (США) [11] о размещении солнечно-микроволнового энергоизлучательного комплекса на Луне и изготовлении его из лунного сырья (фактически объединяющая идеи П.Глезера и О'Нейла). Дистанционная передача на наземные ректенны ведётся с помощью СВЧ луча (лучей) (рис. 1).

Главной особенностью крисвелловской ЛЭС, состоящей из, собственно, 2-х энергоизлучающих комплексов (ЭИК) (по той же, как на КЭС, схеме «СБ+ФАР»), геостационарных радиоотражающих переотражателей (КПО), околорунной системы плоских оптических зеркал для подсветки Солнцем ЭИКа, регулярно входящего в зону тени через 14 суток из-за вращения Луны вокруг собственной оси, а также наземных ректенн, являлось изготовление самих ЭИК (а также околорунных – оптических и околосемных (на ГСО) плоских радиоотражателей из лунного сырья-реголита на лунной производственной базе. Предполагалось, что каждый комплекс имеет мощность на выходе из ректенны 20млрд.кВт.эл.

При отсутствии зеркал солнечной подсветки комплексы работают последовательно – в тактовом режиме – 14 суток ЭИК №1, 14 суток ЭИК №2 (размещение ЭИКов предполагалось либо на экваторе, либо в приэкваториальных широтах; по долготе они размещаются почти через 150° – вблизи границ лунного лимба).

К сожалению никаких обоснованных предложений ни по технике изготовления самих ЭИКов (хотя предполагалось, что они выполнены по схеме зеркальных антенн, облучаемых протяженными ФАР (рис. 2 и 3), обеспечивающими наведение лучей на ректенны, не опубликовано). Не проведено оценки схемы конструкции с точки зрения её технологичности при её массовом изготовлении и, что не менее важно, при монтаже. Для представления о масштабах производства только «зеркал» и трудности монтажа и в предположении о размерах единичного плоского «радиозеркала»

20*60м. общее количество таких зеркал составило бы более 700 млн.шт – (!!!) (такое же количество – хотя и меньших по высоте, но более сложных ФАР-облучателей). Не проработана проблема доставки производственного комплекса, изготавливаемого на Земле, на Луну. Указывалось лишь, что транспортировка ведётся «традиционным» способом с помощью транспортных аппаратов, работающих на земном топливе.

Поэтому автору продуктивную идею Крисвелла пришлось, во многом, дорабатывать и видоизменять.

1. Прежде всего, снижена суммарная мощность штатной системы более чем на порядок – с 20млрд.кВт. до 2,3 – 2,5млрд.кВт. с целью ускорить и удешевить создание системы. имея в виду, что к 2050г. (потребная общая мощность 10млрд.кВт. будет обеспечиваться для гарантированного электроснабжения, помимо 2,5-3 млрд.кВт. тепловых электростанций, ещё и «триадой» «беспариновых» ЭС – электроядерными АЭС, экологически чистыми ТЯЭС, работающими на $^3\text{He}+\text{D}$ и ЛЭС [12]).

2. Понимая, что даже создание ЛЭС мощностью в 2,5млрд.кВт.эл. потребует решения большого числа инженерно-технических и организационных проблем, обязательным является создание демонстрационной ЛЭС. Масштаб такой «мини»-ЛЭС (демонстрационной ЛЭС) по мощности оказался невозможным сделать малым. ($N_{\text{д.лэс}}=5-10$ млн.кВт.) [13, 14] (Рис. 4, 5, 6).

3. Срок создания такой ЛЭС не должен превышать 10 лет (на создание штатной ЛЭС мощностью 2,5млрд.кВт. останется до 2050г. всего 40 лет, хотя темп ввода мощностей ЛЭС ~ 75 млн.кВт/год соизмерим с темпами строительства ТЭС в конце 20-го века. Но необходимо учитывать и одновременный ввод ТЭС, ЭЯЭС, и ТЯЭС. Исходя из этого была обоснована вся схема, и технология создания демонстрационной ЛЭС, сформированная, как модуль будущей крупномасштабной штатной ЛЭС (каждый модуль в штатном ЭИК формирует только один луч, автономен и обслуживает только «свою» ректенну мощностью в 5-10млн.кВт., что упрощает создание одноканальной системы наведения по сравнению с многоканальной).

4. Автор данного предложения отказался от пространственного ЭИКа на основе зеркальных передающих антенн по ряду причин. Анализ электродинамической структуры выходящего СВЧ-луча из ЭИКа, проведенный в МРТИ РАН (А.И.Свиридонов с коллективом), показал, что при необходимости сканирования лу-

чом в большом диапазоне углов отклонения при наведении луча на КПО на ГСО ($-^+ 15^\circ$) и облучающая ФАР и отражатель-зеркало не могут быть плоскими, а должны представлять собой цилиндрические поверхности, образованные сетками или струнами, что технологически исключает применение простых конструктивных схем. Кроме того, практически почти невозможно автоматизировать процесс монтажа многих зеркал и ФАР, без чего сроки резко возрастут.

5. Принята нетрадиционная, но простейшая схема ЭИКа, – совмещение тонкоплёночной СБ с ФАР (рис. 7-11) (микронный электрогенерирующий слой аморфного кремния на железной фольге-подложке толщиной 20мкм, при характерной ширине ленты 0,5м), на которую с шагом равным длине волны λ , принятой $\lambda=5,2\text{см}$ (компромисс с учетом рекомендаций Международного совета по электросвязи, потерь в атмосфере и КПД СВЧ-приборов) вмонтированы твёрдотельные транзисторы мощностью $\sim 0,1\text{Вт}$. Они работают в режиме усилителей, а в качестве вибратора применены четвертьволновые антенны, практически совпадающие с внешней поверхностью СБ (с точностью до толщины прокладки из тонкого, менее 0,1мм., материала с высокой магнитной проницаемостью). Такие ленты, уложенные на простейшие опоры высотой 0,5м, имеют полносборную заводскую готовность и готовы к монтажу из рулона. Они образуют всю поверхность ФАР в ЭИКе. Кстати и по материалоемкости принятая интегральная схема ЭИК в несколько раз лучше, чем ЭИК с зеркальными антеннами со сканирующим лучом, что проработано в материалах МРТИ РАН.

6. Для доставки на Луну технических модулей лунных заводов по производству лент-антенн, использующих реголит в качестве сырья для изготовления лент-подложек и пенокерамических, либо пеносиликатных волноводов разводки опорного СВЧ-сигнала, в рамках лунного производственного комплекса организованы также линии по производству лунных топлив – «кислород+кремний» и «кислород+алюминий» для использования его компонентов в составе двухступенчатой транспортной системы «ОИСЗ – ОИСЛ – ОИСЗ» и «Луна – ОИСЛ – Луна» (рис. 12-15).

7. Учитывая с одной стороны принципиальную неравномерность выработки и транспортировки энергии с ЛЭС на Землю (связанную с особенностями взаимного расположения Солнца, Земли и Луны), а с другой – наличие небольшого числа важных

наземных потребителей, требующих непрерывного бесперебойного электроснабжения при высоких требованиях к параметрам получаемой электроэнергии (в т.ч. равномерного уровня мощности), в реальной штатной системе дистанционного энергоснабжения, целесообразно предусмотреть небольшое количество геостационарных КЭС. Как будет позже обосновано в разделе «транспортные системы», в качестве сырья КЭС возможно использовать, помимо лунного сырья, например, астероиды главного астероидного пояса ($r=2,6-3,2\text{а.е.}$), доставляемые особой транспортной космической электроядерной системой, в значительной степени унифицированной с системой доставки гелия-3 из атмосферы Урана (см. ниже).

Какой же новый концептуальный подход реализован при выполнении данного раздела?

1. В первую очередь обозначена цель – качественно обоснована действительно базовая роль энергетики, в первую очередь электроэнергетики, как основы развития человечества в направлении гармоничного развития (взаимодействия) человечества и окружающей среды.

2. Исходя из признания не просто важной, а важнейшей базовой роли электроэнергетики в развитии любых типов обществ, готовых принять за основу принципы устойчивого развития, обоснована необходимость перестройки ТЭКа путём быстрого перехода к экологически чистой электроэнергетике – в первую очередь предотвращающей дальнейшее глобальное потепление – к «беспарниковой» электроэнергетике.

3. Показано, что при увеличении к 2050 году населения до 10млрд.чел., душевого потребления – вдвое против сегодняшнего и неизбежности сохранения части «традиционных» ТЭС, высокой готовности одного из технически наиболее проработанных типов «беспарниковых» ЭС на базе электроядерных наземных АЭС (ЭЯЭС), на долю двух других «беспарниковых» ЭС – малорадиоактивных термоядерных ЭС (ТЯЭС), работающих на экологически чистом топливе гелий-3, добываемом на Луне и в атмосфере Урана, а также и лунных солнечно-микроволновых станций с дистанционной передачей электроэнергии на Землю по микроволновым лучам (ЛЭС) придётся не менее 50% всей мощности ($\sim 5\text{млрд.кВт.}$).

4. Создание «чистых» ТЯЭС и ЛЭС невозможно без прямого использования космонавтики и изменения её роли от чисто ин-

формационной, которую она выполняет сейчас, к «силовой» – крупномасштабным перевозкам грузов и людей для обеспечения «космическим» ракетным топливом и различными материалами, для строительства ЛЭС.

5. Аппараты космической транспортной системы, действующие на трассах «Земля – Луна – Земля» или «Земля – Уран – Земля», наконец, переходят к «традиционной» экономичной схеме по которой давно действует весь земной дальний транспорт – морской, автомобильный, авиационный – на старте транспортное средство заправляется только в один конец, а обратный рейс совершается на дозаправляемом местном топливе в пункте назначения.

6. Выявлено, что существует, по крайней мере, еще две задачи, также требующие большого количества «космического» топлива (помимо крупномасштабной экологически чистой электроэнергетики): – заправка баков дежурящего многочисленного флота ракет-перехватчиков с ядерными зарядами в системе защиты Земли от попадания тяжелых ОКО, обнаруженных лишь на близком расстоянии, для отклонения траектории опасного астероида или ядра кометы, а также увод тяжелых сверхпрочных ампул с РАО (отходов атомной промышленности Земли), в надёжный космический могильник – за пределы Солнечной системы.

7. Создаваемые космические химические топлива (прежде всего «кислород – алюминий» и «кислород – кремний»), а также соответствующие двигатели и многоразовые ракетные блоки большой и малой тяги на их основе, позволяют решить проблему создания ЛЭС и получения в небольших количествах гелия-3 с Луны; крупномасштабное же снабжение гелием-3 (на уровне нескольких сотен тонн в год для ТЯЭС общей мощностью 2-3млрд.кВт. требует создания космических ядерных энергетических установок с мощностями до 100МВт.тепл. ($N_{эл}=50МВт$) и ЭРД.

Глава 2. О рациональной структуре и мощностях электроэнергетики 21-го века

Несмотря на потенциальную возможность обеспечить весь прирост электроэнергии (6-8млрд.кВт) только за счёт электро-ядерных АЭС (ЭЯЭС), практически целесообразно ввести диверсификацию энергоснабжения между ЭЯЭС, ТЯЭС и ЛЭС с услов-

но равномерной энерговыработкой по 2,3млрд.кВт.эл. по ряду причин:

– из условий обеспечения надёжности («не следует складывать все яйца в одну корзину»).

– трудности обеспечить высокие темпы ввода ЭЯЭС (при конечной мощности 7млрд.кВт. за ~ 50 лет темп ввода составит ~ 150ГВт/год, что, например, выше темпа ввода ТЭС за период 1950-2000г. (с 1млрд.кВт. до 3млрд.кВт) почти в 3,5 раза.

– Больших преимуществах размещения ТЯЭС по сравнению с ЭЯЭС в высоких широтах (в зоне вечной мерзлоты) из-за меньшего локального тепловыделения (в 6 раз) и снижения опасности размораживания грунта под фундаментом ТЯЭС и опорами ЛЭП, а также выбросов в атмосферу «парникового газа» метана, находящегося в замороженном состоянии в составе гидратов.

– невозможности размещения в высоких широтах приёмных устройств (ректенн) ЛЭС по условиям обеспечения их прямой видимости с Луны.

Преимущественно размещение ректенн будет в средних и низких широтах, где, кстати, и находятся основные будущие потребители прироста электроэнергии – Юго-Восточная Азия, и возможно Южная Америка с размещением приёмных антенн (ректенн) на шельфе в тёплых морях.

Каждый тип «беспарниковой» ЭС найдёт из практики свою «экологическую» нишу и места размещения. Таким образом, не менее 50% «беспарниковых» ЭС придутся на ТЯЭС и ЛЭС, которые, как будет видно ниже, требуют использования космических сырьевых ресурсов и, соответственно, мощной транспортной системы (конвейера) «ОИСЗ – космос – ОИСЗ».

В отличие от электроядерных АЭС, где космонавтика прямым образом не участвует, создание ТЯЭС на экологически чистом топливе гелий-3 невозможно без привлечения космонавтики и космической техники, поскольку гелий-3 на Земле практически отсутствует. В случае если полная мощность всех «беспарниковых» электростанций (электроядерных АЭС, ТЯЭС и ЛЭС) составит 7млрд.кВт. и будет (условно) распределена между всеми тремя источниками равномерно – по 2,3млрд. кВт.эл., то, учитывая «калорийность» ${}^3\text{He}$ 0,1т/год для ТЯЭС мощностью 1млн.кВт.эл., общая потребность в ${}^3\text{He}$ составит 200-250т/год. В земной атмосфере имеется ~ 4000т. ${}^3\text{He}$ (в верхних слоях атмосферы). Добыча его из-за низкой концентрации исключительно сложна, а запасов хватит

менее чем на 20 лет, что исключает Землю, как сырьевой источник. Практически весь гелий-3 может быть добыт только с привлечением космической техники.

Так, создание ЛЭС мощностью (на выходе наземных приёмных устройств) ~ 2млрд.кВт. требует доставки на Луну оборудования для вскрышных работ для добычи сырья, на производство материалов самой ЛЭС и топлива для кораблей транспортной системы массой в тысячи тонн.

Эксплуатация всех ТЯЭС мощностью 2,5млрд.кВт.эл. требует непрерывной доставки гелия-3, например, с Урана [15] с темпом 250т/год (о роли «лунного» гелия-3 будет сказано особо) Вполне приемлемые запасы ^3He (до 1млн.т) находятся на Луне – в верхнем слое реголита. Он находится в несвязанном химическом состоянии, а имплантирован в зёрна реголита вместе с элементами «солнечного ветра» (корпускулярный поток частиц в составе ~ 95% ядер водорода и 4% ядер гелия (обоих изотопов ^3He и ^4He в соотношении 1: 3000 – остальное более тяжелые элементы). Однако, лунный гелий-3 пригоден лишь на первых этапах разработки ТЯЭС из-за малого удельного содержания (10^{-8}) в реголите.

В качестве топлива для транспортной лунной системы понадобятся кислород, алюминий и кремний, а для конструкционных электротехнических, радиотехнических материалов – железо, титан, магний, для самотранспортировки космического танкера к Урану – рабочее тело ЭРД, доставляемое с Земли или Луны (аргон, кислород, калий). Возвращение на ЭРД – с «урановым» водородом (более подробно о транспортных системах будет сказано в соответствующем подразделе).

Глава 3. Транспортные системы, работающие на «космическом» топливе – основа экологически чистой электроэнергетики.

Обоснование основных параметров, порядка функционирования и лётно-технических характеристик космических транспортных систем подробно проведено на примере двух конкретных систем, сильно различающихся по требованиям и по техническим решениям: системы создания и обслуживания лунной производственной базы для ЛЭС и системы добычи ^3He из атмосферы Урана и доставки ^3He к Земле (рис. 16-22).

По системам увода РАО и защиты от ОКО сделаны предварительные оценки.

Кроме того, сделаны оценки по возможности добычи кислорода на низкоорбитальных накопительно-ожигительных станциях, энергоснабжение которых производится лазерным лучом с пространственной средневысотной орбитальной системы лазерных станций, использующих энергию Солнца.

Сформулировав цель и конкретизировав ее применительно к главной задаче – созданию технической базы для перехода глобальной экономики в режим устойчивого развития (по крайней мере, в его технических аспектах), мы по существу задали требования к грузопотокам, типам двигателей КА и космических топлив, исходя из химического состава космического сырья и ограничений на размерность (массу) единичного КА по условиям выведения на околоземную орбиту современными и разрабатываемыми средствами выведения (СВ). Сразу укажем, что абсолютные грузопотоки полезных нагрузок будут непривычно велики (десятки тысяч тонн в год!). Но не следует забывать и о грандиозности впервые возникшей задачи – предотвратить глобальную экологическую катастрофу. КА в разных системах транспортировки будут сильно различаться как по причине различия в баллистических энергозатратах ($V_{\text{хар}} \sim 250\text{км/с}$ для двухстороннего полёта к Урану за 10 лет, $V_{\text{хар}} \sim 2\text{км/с}$ для одностороннего полёта с поверхности Луны до низкой окололунной орбиты).

Наиболее подробно рассмотрены две транспортные системы, предназначенные для маршрутов:

- 1 Земля – Луна – Земля
2. Земля – Уран – Земля

Система 1 состоит из двух подсистем – А и В. Подсистема А предназначена для грузовых перевозок к Луне (модулей заводов по производству лунного топлива – только в сторону Луны, а также заводов по производству веществ и изготовлению деталей лунных ЭИК); и посадки модулей заводов на космодром лунной производственной базы с окололунной орбиты – подсистемы В (с Луны к Земле – лунное топливо). С Луны подсистема А доставляет окислитель для системы В.

Подсистема В предназначена для быстрой доставки и смены экипажа на лунной производственной базе. Система – одноступенчатая. Осуществляет быстрый полёт по кеплеровским траекториям ($T \sim 2,5 - 3,5\text{сут.}$ в один конец). В качестве окислителя исполь-

зуется «лунный» кислород, ранее доставленный на ОТЗС с Луны. Заправка окислителя обеспечивает только полёт к Луне с прямой посадкой (или выходом на фазирующую орбиту). Заправка окислителем для возвращения экипажа и персонала в капсуле к Земле осуществляется на лунном топливном заводе. Горючее CH_4 при старте КА с ОИЗС заправляется из расчёта полёта в оба конца. Все КА системы А – межорбитальный грузовой буксир, лунная грузовая ракета и пилотируемый «быстроходный» грузовой корабль системы В – многоразовые.

Дополнительной особенностью системы А является увязка МБ и ЛР по грузоподъёмности. Грузоподъёмность МБ кратна грузоподъёмности ЛР.

Система 2 резко отличается от системы 1

Во-первых, автоматический транспортный аппарат – одноразовый, использует ядерную энергодвигательную установку, работающую непрерывно на прямом и обратном участках при общем ресурсе 10 лет (что определяет длительность полётного цикла и баллистические энергозатраты).

Во-вторых, КА – одноступенчатый, работает только в межорбитальном режиме и на околоурановой орбите

В третьих – товарное космическое топливо (гелий-3) извлекается из атмосферы Урана с помощью ожижительно-разделительного завода, входящего в состав КА (в отличие от системы 1, где завод лунного топлива – стационарный и находится на поверхности Луны).

В четвёртых, характерной особенностью полёта является наличие «холостого» участка, обеспечивающего только самодоставку КА на орбиту искусственного спутника Урана. Рабочим участком, где осуществляется доставка добытого гелия-3 к Земле, является только обратный маршрут. На прямом и обратном участках используются различные рабочие тела в ЭРД – в прямом полете возможно, использование достаточно широкого набора (от калия до «лунного» кислорода или «земного» аргона; выбирается рабочее тело – лучшее по эксплуатационным характеристикам. На обратном полёте тип рабочего тела предопределён – H_2 (имеющий не лучшие эксплуатационные характеристики – малый удельный вес и сравнительно низкий КПД).

Неизбежность перехода от ДУ на основе ЖРД и СЭРДУ в лунной задаче при плотности солнечной энергии $\sim 1,36 \text{ кВт/м}^2$ к ЯЭРДУ для полёта к Урану объясняется резким падением плотно-

сти солнечной энергии (\sim в 400 раз) из-за большой дальности от Солнца – 2,9 млрд. км.

3.1. Лунные транспортные системы (ОИЗС-Луна-ОИЗС)

Рассмотрим работу лунного транспортного конвейера применительно к задаче создания «мини» ЛЭС (демонстрационной ЛЭС с уровнем ~ 10 млн.кВт). Основное внимание обращено именно на транспортную эффективность системы и порядок совместного функционирования отдельных транспортных КА. Технологический процесс изготовления из реголита лунного топлива и материалов для создания излучающего энергокомплекса подробно описан в [18].

Лунная транспортная система состоит из грузовой («тихоходной») двухступенчатой системы беспилотных КА и пилотируемой («скоростной») системы для доставки и смены персонала лунной производственной базы.

3.1.1. Двухступенчатая «тихоходная» грузовая транспортная система многоразовых космических аппаратов, работающих только на лунном топливе

Для создания демонстрационного лунного энергоизлучающего комплекса (ЭИКа) потребуется значительное количество материалов. В первую очередь – 30тыс.т. железа для лент антенного поля и до 20-30тыс.т. двуокиси кремния (пенкремнезёма) для СВЧ волноводов ФАР. Массообразующим, с точки зрения масштаба выемки и переработки первичного сырья – реголита, является именно железо. Для его выработки потребуется ~ 90 тыс.т. ильменита (FeTiO_3), что, в свою очередь, предопределяет масштаб добычи необогащённого реголита ~ 950 тыс.т. Это сырьё (за вычетом ильменита) позволило бы с использованием технологии фторирования получить при 100% выходе продукции громадное количество лунного ракетного топлива – O_2 , Al и Si ~ 600 тыс.т. для двигателей аппаратов космической транспортной системы. Такое количество топлива позволит доставить значительный грузопоток оборудования на поверхность Луны. Даже при сравнительно низких термодинамических характеристиках топливных пар $\text{O}_2 + \text{Al}$ и $\text{O}_2 + \text{Si}$ (удельный импульс тяги – $I_{\text{уд}} \sim 250\text{с}$) при использовании их в ЖРД лунной ракеты (ЛР), баллистические затраты которой в «кольцевом» рейсе «Луна – окололунная орбита – Луна» сравнительно невелики и составляют – 4км/с, можно получить вполне

приемлемую транспортную эффективность – относительную массу полезного груза $\mu_{\text{пн}}$ (т.е. массу полезного груза, отнесённую к стартовой массе ЛР) (см. рис. 13-15).

В режиме «топливоснабжения с помощью ЛР окололунной орбиты» (т.е. при доставке полезного груза – топлива для второго звена системы – межорбитального буксира (МБ), действующего на трассе «окололунная орбита – околоземная орбита – окололунная орбита») величина $\mu_{\text{пн}} = 0,33$. После отделения полезного груза (топлива) на ОИСЛ (например, перелива товарного топлива в орбитальную топливозаправочную станцию) ЛР возвращается на оставшемся топливе на космодром. В режиме спуска с орбиты на Луну полезного груза (модулей оборудования лунных заводов) – т.е. при спуске ПН с помощью ЛР на поверхность Луны (в одностороннем полёте) величина $\mu_{\text{пн}}$ несколько больше ($\mu_{\text{пн}} = 0,37$).

Второе звено системы, – межорбитальный буксир (Рис. 15) использует эффективный – электроракетный двигатель ЭРД, электропитание которого осуществляется от СБ плёночного типа большой мощности ($N_{\text{эл}} = 10 \text{ МВт}$ эл) при габаритах СБ 270×270 м с высоким энергетическим совершенством. $\alpha_{\text{СБ}} = 2 \text{ кг/кВт}$ эл. СБ МБ изготовлена на Земле. Рабочее тело – лунный криогенный кислород. Для этого звена в двухстороннем полёте, даже при значительных энергозатратах (16 км/с), вызванных большими гравитационными потерями из-за малой величины отношения тяги к начальной массе $\sim 10^{-4}$, компенсируемыми высоким значением удельного импульса тяги ЭРД $I_{\text{уд}} = 5000 \text{ с}$ с КПД ЭРД при работе на «нетрадиционном» для ЭРД рабочем теле – O_2 $\eta_{\text{эрд}} = 0,5$, применение ЭРД позволяет получить высокое значение $\mu_{\text{пн}} \sim 0,6$. При последовательной работе обеих ступеней (ЛР и МБ) общая величина $\mu_{\text{пн}} = \mu_{\text{пн ЛР}} \cdot \mu_{\text{пн МБ}} = 0,33 \cdot 0,6 = 0,198$. Заметим, что эта величина почти в 10 раз выше, чем значение $\mu_{\text{пн}}$ для многоразовых разрабатываемых сейчас ракет носителей «Земля – орбита – Земля» (одноступенчатых).

Более показательна иллюстрация транспортных возможностей данной системы при анализе взаимодействия ЛР и МБ с конкретными начальными массами до 200т. при массах конструкции соответственно 20т. и 40т и ёмкости топливных баков 180т. и 25т.. Рассмотрим порядок взаимодействия ЛР и МБ, требуемые затраты топлива и достижимые абсолютные уровни полезного груза.

ЛР стартует с космодрома вблизи лунного топливного завода, доставляет 60т. лунного топлива (O_2) в первом рейсе на МБ, во 2-

м и 3-м – на окололунную топливозаправочную станцию (ОЛТЗС) с ёмкостью баков ~ 180 т. и опорожнённая возвращается обратно на Луну, будучи готовой, при необходимости, повторить рейс через 7 суток (это определяется продолжительностью межполётного обслуживания). «Пустой» МБ на ОИСЛ заправляется только 60т. O_2 – рабочего тела своих маршевых ЭРД при начальной массе МБ $M_0 = 100$ т., совершает «самодоставку» на околоземную орбиту, стыкуется там с полезным грузом (оборудованием лунных заводов) общей массой 150т. реализуемой путём 4-х или 5-и стыковок модулей по 30т. и 24т. соответственно. Выведение этих 5-и или 6-и модулей на околоземную орбиту осуществляется современными одноразовыми, или частично многоразовыми, носителями «Протон», «Ариан» 5 или «Спейс Шаттл». Отлётная масса буксира с ОИСЗ $M_0 = 230$ т. Через 4 месяца после отлёта с ОИСЛ (включая «холостой» рейс к Земле продолжительностью 1,5 месяца) на ОИСЛ же возвращается МБ со 150-тью тоннами полезного груза. К этому моменту последовательными рейсами (рейсами №2, №3 соответственно), окололунная орбитальная станция ТЗС заправлена 120т. лунного топлива для работы ЛР ($\text{O}_2 + \text{Si}$ или $\text{O}_2 + \text{Al}$). В последнем 4-м рейсе ЛР, заправленная на Луне штатно до $M_0 = 200$ т. топливом $\text{O}_2 + \text{Si}$ выводится к ТЗС и, имея в баке ещё 80т., дополняет его до начальной ёмкости бака ЛР из ТЗС, после чего её заправка становится равной 200т., а стартовая масса перед спуском к Луне после пристыковки модулей лунных заводов массой 150т. к ЛР, учитывая массу конструкции самой ЛР, равной 20т, становится равной 370т. В таком «перегрузочном» варианте ЛР стартует с ОИСЛ и садится на космодром при конечной массе 170т, что требует работы маршевого двигателя имеющего тягу 50т. с дросселированием при «зависании» до 57% номинала, что приемлемо.

Таким образом, за 0,33 года при 4 пусках одной ЛР, одном рейсе МБ на поверхность Луны доставляется 150т. полезного груза (лунные заводы). При этом полные затраты лунного топлива составят 720т. ($4 \cdot 180$). Таким образом, имеем следующее важное соотношение, характеризующее эффективность транспортной системы: для доставки с околоземной орбиты на поверхность Луны 1 тонны полезного груза требуется затратить 4,8т. лунного топлива. (Для доставки ЛТ с ЛТЗ на ОИСЗ требуется 3,8 т ЛТ).

За 1 год производительность системы при 3-х рейсах МБ – 450т. Дальнейшее резкое увеличение годовой производительности

осуществляется путём наращивания парка МБ. Оборачиваемость ЛР в её кольцевом рейсе (Луна – ОИСЛ – Луна) существенно выше, чем буксира, поэтому увеличение числа ЛР будет меньше, чем увеличение числа буксиров. Так, при увеличении парка МБ до бшт., годовой грузопоток достигает значения 2700т. За 4 года полный грузопоток составит ~ 11тыс.т, что заведомо превышает все потребности ЛПБ (см. часть II). При этом достаточно всего 2-х ЛР.

Система же из 3-х МБ и 2-х ЛР (общей «сухой» массой всего 160т.) может за 4 года обеспечить доставку грузов на ЛПБ в количестве, обеспечивающим потребности всех заводов ЛПБ.

Вообще же рациональная численность парка грузовых МБ и ЛР должна быть увязана с циклограммой всех заводов и с обеспеченностью их персоналом ЛПБ.

3.1.2. Скоростной транспортный многоразовый одноступенчатый корабль для доставки и смены экипажа лунной производственной базы, использующий как земное, так и лунное топливо

Анализ всего опыта последних лет по функционированию сложных систем в космосе, в т.ч. опыт длительной эксплуатации космических сооружений типа орбитальных станций «Салют» и, особенно, 15-и летний опыт станции «Мир», подтверждает обязательность присутствия на борту людей как для штатных регламентных работ, так и, особенно, для ликвидации последствий аварийных ситуаций. Это полностью относится и к этапу развёртывания производственного комплекса на поверхности Луны, и к этапу эксплуатации энергоизлучательного комплекса. Хотя численный состав базы и производственного комплекса будут, безусловно, уточняться, сама необходимость наличия людей и смены персонала сомнений не вызывает.

Транспортная система для доставки производственного персонала на базу и возвращения его на Землю сильно отличается от рассмотренной выше транспортировки грузов (оборудования) на Луну. Общее количество персонала на базе – переменное – в начале развёртывания ЭИК 8 чел. – в конце – 24 чел. – (в среднем 16 чел). Транспортировка людей требует «быстроходной» системы со сроками транспортировки 3-4 суток в один конец, что в принципе, исключает применение «тихоходных» транспортных аппаратов типа грузовых межорбитальных буксиров с двигателем малой тяги (ЭРД) с 4-х месячными рейсами из-за неприемлемо высоких доз

облучения человека при длительном прохождении радиационных полюсов Земли (главным образом внутреннего пояса). Вторым требованием к транспортной системе является особо повышенная надёжность. С этой точки зрения предпочтительным является требование применения одноступенчатой системы «околоземная орбита – поверхность Луны», где уменьшается количество стыковок. Учитывая требования обеспечения особо высокой надёжности, желательно также перейти к более традиционным и освоенным двигателям – кислород-водородным, кислород-керосиновым или кислород-метановым ЖРД (находящимся сейчас в усиленной разработке). У рассматривавшихся в грузовой транспортной системе двигателей O_2+Al и O_2+Si с порошкообразным горючим (кстати, находящимся пока ещё только на уровне исследований, расчётов и отдельных экспериментов) надёжность будет, в принципе, ниже.

Возможность промежуточной заправки пилотируемого ТКА на Луне произведённым там «лунным» кислородом, использование для возвращения людей на Землю в многоразовом отделяемом спускаемом аппарате типа капсул КА «Союз», «Салют» и «Аполлон» с подтормаживанием для выхода на околоземную орбиту только «сухого» бака, двигателя и опор, и заправки на Луне необходимым количеством «бесплатного» кислорода, позволяет реализовать двухсторонний полёт с возвращением к Земле в виде одноступенчатого аппарата. Анализ применения различных топливных пар: кислород-водород, кислород-керосин и кислород-метан (в предположении, что горючее во всех схемах заправляется на околоземной орбите как на прямой, так и на обратный полёт, а окислитель – только на прямой, с дозаправкой на Луне) показал, что кислород-метановые двигатели наиболее предпочтительны.

Такой ЖРД в составе КА, вследствие благоприятного сочетания энергетических, физических и эксплуатационных характеристик топливной пары кислород-метан, обеспечивает:

1. Высокий удельный импульс тяги $I_{уд}=350с$ при относительно высокой плотности топлива;
2. Благоприятные условия хранения компонентов в топливном отсеке ввиду практически одинаковой и умеренно криогенной рабочей температуре обоих компонентов;
3. Высокую долю кислорода в топливе (72-80%) по массе и, как следствие, высокую эффективность промежуточной заправки аппарата на Луне именно кислородом;

4. Высокую готовность к повторному пуску двигателя, поскольку в магистралях отсутствуют остатки компонентов от предыдущего пуска;

5. Потенциально большой ресурс ДУ;

6. Минимальное межполётное обслуживание ДУ ввиду отсутствия нагара, продуктов осмоления топлива в двигателе и простоты удаления топливных остатков (путём открытия клапана дренажа в вакуум).

Такой выбор с одной стороны обеспечивает высокую преемственность к хорошо освоенному в ракетно-космической технике окислителю (кислороду) на современных ракетносителях, а с другой – с кислород-алюминиевыми двигателями грузовой ЛР транспортной системы, необходимыми для развёртывания сначала демонстрационной ЛЭС, а в перспективе – штатной ЛЭС 3-х миллиардной размерности по мощности. В этих двигателях, кстати, будет использоваться в небольших количествах и метан (~ 2% от расхода всего топлива) в качестве горючего газогенераторного кислород-метанового, сильно окислительного газа для привода турбонасосных агрегатов подачи кислорода и порошкообразного алюминия в камеру сгорания.

Предлагаемый пилотируемый транспортный КА функционирует на трассе «ОИСЗ – Луна – ОИСЗ (Земля)» по следующей схеме:

На опорной ОИСЗ аппарат заправляется доставленным с Земли метаном и кислородом с ОТЗС, стартует с неё и под действием первого разгонного импульса тяги ΔV_1 (энергозатраты $\Delta V_1 \sim 3100 \text{ м/с}$) выходит на переходную эллиптическую геоцентрическую орбиту, входит в сферу действия гравитационного поля Луны ($r_{\text{сфл}} \sim 66000 \text{ км}$), где с гиперболической относительно Луны траектории под действием второго импульса тяги ΔV_2 (с энергозатратами $\Delta V_2 \sim 1000 \text{ м/с}$) выходит на низкую опорную окололунную экваториальную орбиту (ОИСЛ). Через определённое время фазирования и небольших коррекций орбиты, после выдачи тормозного импульса и предпосадочного «зависания» аппарат совершает «мягкую» посадку на лунный экваториальный космодром с энергозатратами на посадку $\Delta V_3 \sim 1900 \text{ м/с}$.

На Луне производится смена персонала, находящегося в неотделяемой посадочной капсуле, и заправка кислородом в количестве, необходимом для возвращения ТА к Земле. Затем ТА стартует под действием тяги ДУ, выходит на опорную круговую орбиту

ОИСЛ (с энергозатратами $\Delta V_4 \sim 1800 \text{ м/с}$) с использованием режима работы ЖРД на топливе с сильным избытком кислорода (с соотношением компонентов $K_g = G_{\text{окисл}}/G_{\text{гор}} = 8$), что позволяет снизить массу доставляемого с Земли «дорогого» метана для возвращения (при этом удельный импульс тяги снижается незначительно (на 20%). После периода фазирования на орбите для выбора момента старта к Земле, аппарату сообщается разгонный импульс $\Delta V_5 = 1000 \text{ м/с}$, после чего формируется геоцентрическая траектория прямого входа отделившейся капсулы в атмосферу Земли со скоростью близкой ко 2-й космической (как это было реализовано на отечественных капсулах «Зонд» и в проекте «Сатурн-Аполлон»). Капсула входит в атмосферу и осуществляет мягкую посадку, а сам «пустой» аппарат с учётом небольшого корректирующего импульса и главного тормозящего импульса $\Delta V_6 \sim 3100 \text{ м/с}$ при полностью опорожнённых баках выходит на околоземную орбиту. После межполетного осмотра на ОИСЗ, доставки многократным носителем многократной же возвращаемой капсулы с новым составом персонала лунной базы (продолжительность смены базы от 1 до 2 лет), стыковки капсулы с аппаратом, заправки его кислородом и метаном, аппарат готов к повторному рейсу.

Возможный вариант массовой сводки пилотируемого (пассажирского) ТКА при стартовой массе на ОИСЗ $M_0 = 150 \text{ т}$. и массе спускаемой капсулы 5,5 т. (5 чел; 4 чел. – персонал, 1 пилот) приведён в таблице 1.

Таблица 1

Массовая сводка пилотируемого ТКА с кислород-метановым ЖРД (в тоннах)

Характеристики	Масса
Стартовая масса на ОИСЗ	150
Посадочная масса на Луне	27
Стартовая масса на Луне	88*
Требуемый запас кислорода	
–туда	96
–обратно	62*

Суммарный запас метана, в т.ч.:	38
–туда	27
–обратно	11
Масса конструкции	9
Масса полезного груза (капсула с экипажем)	5,5

* после дозаправки

Глава 4. Низкоорбитальные околоземные КА-накопители (КАН) атмосферных кислорода и азота с дистанционным энергоснабжением со средневысотных энергоизлучательных лазерных комплексов.

В рамках поисковых работ по использованию в качестве «космических» топлив различных внеземных ресурсов рассматривалась и проблема использования атмосферы Земли [23].

Полученный кислород может использоваться в качестве окислителя топлива ЖРД, в ЭРД, азот – в качестве рабочего тела ЭРД и газа наддува баков с кислородом. Использование атмосферы Земли, как потенциального источника O_2 , может оказаться целесообразным в следующих случаях:

– при затруднениях с организацией топливно-заправочных станций O_2 на ОИСЗ из лунного сырья из-за задержки с созданием межорбитальных транспортных систем с ЭРД на трассе ОИСЗ – ОИСЛ – ОИСЗ и ограничения транспортных систем только ДУ на ЖРД;

– при наличии успехов в создании космических лазеров большой мощности с высоким энергомассовым совершенством.

В концепции широкомасштабного освоения околоземного пространства, включая выведение и обслуживание на орбитах различных КА (ретрансляторы, орбитальные заводы, межорбитальные буксиры), потребности в O_2 и N_2 для систем жизнеобеспечения (СЖО) и ДУ будут значительны (2-20тыс.т. в год)

Возможности накопления и ожижения атмосферного воздуха на околоземных низкоорбитальных КА-накопителях (КАН) при $H_{орб} \sim 100$ км. с целью последующего разделения и хранения полученных O_2 и N_2 на КАН и дозаправки ими в качестве топлива или РТ ДУ других КА, например межорбитальных КА или марсианского экспедиционного комплекса, рассматривались ещё давно

(перелив товарных кислорода и азота производится на высотах 350-450 км).

Энергоснабжение такого КАН (маршевых ЭРД на N_2 , ожижителя и др.) планировалось от достаточно компактной ЯЭУ замкнутой системы мегаваттного класса.

Из-за введённых позднее экологических ограничений (запрета на эксплуатацию ЯЭУ на низких орбитах при $H < 900$ км) дальнейшего развития эта идея не получила.

Однако экологически чистое дистанционное энергоснабжение КАН возможно из космоса, когда, например, энергообеспечение теплообменников самолётных ТРД предлагалось вести лазерным лучом со средневысотных космических энергоизлучательных станций (КЭС).

Ниже оценены облик и параметры системы накопления, самого КАН и КЭС, применительно к размерности РН «Энергия» по габаритам ($L_{макс} \leq 50$ м) и грузоподъёмности ($M_{пн} \sim 100$ т)

Система состоит из 6-и средневысотных непрерывно работающих КЭС ($H_{орб} \sim 10000$ км, $i = 50^\circ$), образующих правильную орбитальную систему сплошного глобального покрытия, что гарантирует постоянное энергопитание нескольких КАН на орбитах $H \sim 105$ км, $i = 50^\circ$.

Наряду с «традиционными» элементами КАН (входной диффузор, рефрижератор, баки-накопители, ЭРД), особенностями системы является применение теплового турбоэлектромашинного преобразователя. Лазерное излучение попадает на параболическое приёмное зеркало, непрерывно отслеживающее направление на КЭС, фокусируется на приёмник-теплообменник, нагревающий газообразное рабочее тело турбомашинной ЭУ замкнутой системы. Сброс тепла ведётся через обычный панельный холодильник-излучатель (ХИ).

В качестве КЭС применяется ИК CO_2 -лазер с $\lambda = 10,6$ мкм. с тепловым нагревом солнечным излучением. Собственно лазер размещается в фокусе оптической системы с крупногабаритным зеркальным солнечным концентратором, диаметр которого $D_{вх}$ определяется только потребной мощностью лазерного луча (при заданном КПД лазера). В качестве такого «лёгкого» зеркала с пониженными требованиями к качеству оптической поверхности может применяться, например, развёртывающаяся конструкция типа вспенивающегося полиуретана ($M \sim 1,0$ кг/м²) с последующим отвердеванием.

Выходящий из лазера луч направляется в формирующую оптическую касегреновскую систему с центральным зеркалом прецизионного наведения выходящего луча. Выходное (внешнее) зеркало имеет диаметр $D_{\text{вых}}$, определяемый из условия фокусировки луча на дальности 10 тыс. км. в пятно, равное диаметру приёмного зеркала КАН (~3,5 м), зеркало требует высокого оптического качества поверхности и формируется в виде модульной адаптивной оптики из жёстких фацет ($M \sim 10 \text{ кг/м}^2$).

Работа КАН и КЭС как кооперированных объектов характеризуется значительным изменением их относительного положения на орбитах и требует разворота приёмного зеркала КАН на большие углы как в плоскости орбиты, так и по крену.

В табл.2 приведены основные характеристики лазерной КЭС (предполагается, что КЭС собирается на ОИСЗ из модулей).

Таблица 2

Основные характеристики КЭС с газодинамическим CO_2 -лазером и нагревом солнечным излучением ($L_{\text{макс}} = 15 \text{ тыс. км}$)

Наименование характеристики		Размерность	Величина
Мощность	Солнечного излучения на входе в концентратор	МВт	220
	Лазерного излучения	МВт	40
Диаметр	Концентратора	м	450
	Выходного зеркала	м	~ 70
Масса	Лазера	т	400
	Концентратора	т	160
	Выходного зеркала	т	40
	Суммарная масса КЭС	т	650

Основные характеристики КАН при работе на высоте $H_{\text{ОРБ}} = 105 \text{ км}$ даны в табл.3

Таблица 3

Характеристики КА-накопителя

Характеристика	Размерность	Величина
Диаметр входного диффузора	м	7
Длина КАН	м	40
Диаметр зеркала	м	3,5
Объём накопительных баков	м ³	100
Удельный импульс ЭРД	с	1600
Тяга ЭРД	кг	57
КПД ЭРД	-	0,5
Мощность ЭРД (Эл)	МВт	8,8
Мощность ЭУ (Эл)	МВт	12
Темп накопления компонентов	т/год	650
Цикл накопления	мес.	2
Сухая масса КАН	т	50
Общая масса накопленных компонентов за ресурс (10 лет)	т	6500

Общая масса атмосферного воздуха, прошедшего через входной диффузор одного КАН в течение года – 1750 тонн, из которых большая часть (~64%) расходуется в качестве рабочего тела (РТ) ЭРД, компенсирующего силу аэродинамического сопротивления. Из накопленных в 6-и заправках 650 т. масса O_2 – 350 т, масса N_2 – 300 т. При общей «сухой» массе системы (6КАН + 6 КЭС) 4200 т. масса накопленных на ОИСЗ компонентов составит при ресурсе $T = 10$ лет 39000 т. Это в 9,2 раза выше массы конструкций, выведенных на ОИСЗ с Земли, что говорит о технической эффективности системы КЭС + КАН. Эта величина может возрасти при по-

вышении ресурса и улучшении энергомассового совершенства конструкций, резервы по которым, в принципе, имеются.

Так в случае использования твёрдотельного лазера с прямой солнечной накачкой при $\lambda_{\text{лаз}}=1,06\text{мкм}$. и массе всей КЭС $\sim 150\text{т.}$, масса всех КЭС + КАН составит всего 1200т. , а соотношение $M_{\Sigma\text{компл}}/M_{\Sigma\text{констр}}$ возрастёт до 32 (!!!).

Глава 5. Добыча и транспортировка гелия-3 к Земле из атмосферы Урана.

Первым «космическим» ^3He , используемым на этапе разработки «чистой» ТЯЭС явится, скорее всего, ^3He , добытый из лунного реголита в количествах до $0,1 - 1\text{ кг/год}$. Добыча же ^3He для полномасштабной системы наземных ТЯЭС, требует до 250т. ^3He в год и возможна только из атмосфер внешних планет, прежде всего Юпитера и Урана. Несмотря на большую близость Юпитера и, соответственно, меньшие энергозатраты на межпланетный полёт, по суммарному комплексу свойств предпочтение отдано Урану.

Так, основными недостатками Юпитера являются: высокая скорость отрыва $\sim 61\text{ км/с}$ против 22км/с для Урана, что в значительной степени снижает преимущество меньших энергозатрат на межпланетном участке. Кроме того, немаловажный фактор – более низкая температура атмосферы Урана (60К против 160К на Юпитере), облегчающая условия извлечения ^3He .

Принципиальная схема реализации добычи ^3He сравнительно проста. Тяжелый автоматический КА ($M_0\sim 450\text{т.}$ в т.ч. 250т. конструкции) (Рис. 16) стартует с ОИСЗ, осуществляет выход на орбиту искусственного спутника Урана, забор ^3He из заборной атмосферы и возвращается к Земле (на ОИСЗ) или непосредственно на топливозаправочную станцию ОТЗС. Полная продолжительность кольцевого полёта – 10 лет. Бортовая ЯЭУ тепловой мощностью 100МВт , электрической – 50МВт . и ЭРД с высокими показателями по $I_{\text{уд}}\sim 15000\text{с.}$ в прямом полёте и $\sim 25000\text{с.}$ в обратном, при собственной массе ЯЭУ 80т. , даёт $\alpha_{\text{яэу}}\sim 1,6\text{кг/кВт.эл.}$ Температура рабочего тела замкнутого контура – гелия-4 – после реактора 1500К , что при наличии «сверхлёгкого» капельного холодильника-излучателя с $T_{\text{ср}} = 400\text{К}$ (теплоноситель 2-го контура – типа вакуумного масла ВМ-1) и лёгкого высокооборотного турбокомпрессора-электрогенератора с криогенным охлаждением позволит по-

лучить высокий суммарный КПД термодинамического цикла Брайтона $\eta=50\%$ (рис. 17). На околоурановой орбите при $V_{\text{кр}}=16\text{км/с}$ из заборной атмосферы состава: $75\% \text{ H}_2$; $23\% \text{ He}$ ($^4\text{He} + ^3\text{He}$) и $- 2\% \text{ CH}_4$ извлекается ^3He (товарный) и H_2 – как рабочее тело ЭРД в обратном полёте.

В процессе пребывания на ОИСУ ЯЭРДУ работает непрерывно на полную мощность (часть мощности расходуется на собственное ожижение и разделение компонентов заборной атмосферы, остальная – для работы ЭРД компенсации аэродинамического сопротивления КА, значительного при $V_{\text{кр}}=16\text{км/с}$). Метан при температуре атмосферы 60К практически уже находится в твердом состоянии и может быть легко отсепарирован механическим путём (например, в циклоне) и сброшен за борт. При дальнейшем охлаждении смеси $\text{H}_2 + \text{He}$ ($^3\text{He} + ^4\text{He}$) до 20К ожижается H_2 и легко сепарируется от газовой смеси изотопов гелия, например в циклоне. Часть жидкого водорода сразу направляется в бак рабочего тела ЭРД обратного полёта до его заполнения. Большая часть H_2 используется, как рабочее тело непрерывно работающих ЭРД поддержания высоты орбиты, а, следовательно, и темпа накопления. Дальнейшее охлаждение газообразной смеси $^3\text{He} + ^4\text{He}$ (в соотношении $1: 3000$) до 5К приводит к ожижению ^4He , а при охлаждении до $2,1\text{К}$ к достижению эффекта сверхтекучести (соответствующий эффект для изотопа ^3He достигаются только при $T=0,001\text{К}$). Дальнейшее охлаждение газообразного ^3He до $3,4\text{К}$ полностью его ожижает и позволит заполнить жидким ^3He весь «товарный» бак (объёмом $\sim 680\text{ м}^3$) с массой $\sim 70\text{т.}$ ^3He . Таким образом, весь жидкий ^4He легко сепарируется и сбрасывается за борт. Использование его в качестве РТ ЭРД в обратном рейсе вместо водорода нецелесообразно, как по причине более низкого КПД, так и более низкой температуры поддержания его в жидком состоянии ($T=5\text{К}$), что увеличивает энергопотребление системы термостатирования.

При потреблении наземными ТЯЭС 210т./год ^3He для ТЯЭС мощностью $2,1\text{ млрд.кВт.}$ требуется 3 запуска таких КА-танкеров с интервалом 4 месяца. При увеличении мощности всех ТЯЭС до $2,8\text{млрд.кВт.}$ темп запуска увеличится (период между пусками с ОИСЗ снизится с 4-х мес. до 3-х мес., а общее количество КА на трассе возрастёт до 40шт., что вполне приемлемо. Освоение производства такой ЯЭРДУ (с различными типами РТ и параметрами

ЭРД) позволяет рассматривать её как многоцелевую (универсальную). [24] (Рис. 18).

Так, при создании полномасштабной ЛЭС она позволит в несколько раз сократить сроки развёртывания за счёт увеличения темпа доставки технологического оборудования на Луну по сравнению с СЭРДУ.

В случае, если по ряду причин (социальных, политических и др.) идея освоения Луны будет поставлена под сомнение или жестко отвергнута полностью, возможно использование такой ЯЭРДУ для доставки «топливных» и «технологических» (в т.ч. железных и «каменных») астероидов из Главного астероидного пояса для сооружения системы геостационарных КЭС.

Такая ЯЭРДУ явится основой одноразового астероидного буксира с начальной массой на ОИСЗ ~ 370т. При массе Р.Т. на прямой полёт ~ 40т. при длительности 1 год, последовательной стыковке в астероидном поясе с двумя астероидами («ледяным» – топливным) и «железным» – технологическим, к Земле может быть доставлен «технологический» астероид массой 15-20тыс.т. Для создания КЭС достаточно 2-х астероидных буксиров. В качестве РТ для самодоставки в Главный пояс используется земной Ar (аргон). На этапе возвращения (~ 9 лет) – кислород, получаемый электролизом воды из «топливного» «ледяного» астероида.

Глава 6. Сравнение возможных сценариев создания «беспарниковых» ЭС (ТЯЭС и ЛЭС)

Рассмотренный выше «номинальный» сценарий создания «беспарниковой» электроэнергетики с активной ролью космонавтики может быть реализован лишь при выполнении ряда условий. Будем считать, что развитие электроядерных АЭС полностью обеспечено как научно техническим заделом (поэтому крупных технических проблем не возникнет), так и почти сформировавшейся кооперацией. Что касается неизбежного сохранения и строительства новых ТЭС (что уже не относится к «беспарниковым» ТЭС) – главным образом парогазовых схем с более высоким КПД – которым предполагается отвести в общем балансе энерговыработки не более 25% (2,5млрд.кВт.эл), то можно ожидать даже некоторого снижения выбросов CO₂ за счёт повышения КПД (т.е. их сохранение не увеличит темпов роста «парникового» эффекта).

Реализация же экологически чистого «термоядерного» сегмента электроэнергетики в варианте D + ³He в определённой степени условна, ибо возможна лишь после подтверждения фундаментальными исследованиями (в т.ч. экспериментальными) устойчивости кольцевого «шнура» «горячей» термоядерной плазмы, (в случае применения схемы токамака) при повышении температуры реакции в несколько раз по сравнению с достигнутой в токамаке JET на топливе D + T (~ 100млн.К). Правда, не исключены успехи и по другим направлениям УТС – например, в схемах с инерциальным удержанием плазмы при импульсном лазерном «поджиге» твёрдых микромишеней D + ³He. Кроме того, не исключена возможность электростатического разгона протонов в различных схемах, где высокая плотность источника термоядерной плазмы достигается принципиально другим путём (геометрической фокусировкой пучков в одной точке).

Но при любом варианте появления работоспособного термоядерного реактора большой мощности со всей остротой встанет проблема доставки топлива ³He, которая при больших потребностях полномасштабной энергосистемы мощностью 2,5млрд.кВт.эл. составит – 250т/год. Он практически может быть получен только из атмосфер внешних планет (лучше – Урана). Двухсторонний полёт к Урану характеризуется высокими баллистическими энергозатратами -240км/с при продолжительности кольцевой траектории 10 лет. Эта задача возможна лишь после создания «сверхлёгких» ($\alpha_{ЯЭУ} \sim 1,6\text{кг/кВт.эл}$) ЯЭУ на основе газоохлаждаемого реактора с ⁴He в замкнутом контуре, урановом топливе с температурой ~ 1500К и капельным холодильником – излучателем при ресурсе 10 лет. Разработка такой ЯЭУ (несмотря на имеющийся значительный задел) является весьма сложной проблемой. Хотя тепловые мощности урановых реакторов наземных АЭС достигли уровня 4,5млн.кВт.тепл. (мощность единичного электрогенератора – до 1,5млн.кВт) при ресурсе 30-40 лет (правда, с несколькими перегрузками активной зоны). Однако температура активной зоны в наземных АЭС значительно ниже, чем требуется для нагрева хладагента замкнутого контура – ⁴He (1500К). Для получения на ЯЭУ ресурса в 10 лет возможно также придётся прибегнуть к замене активной зоны (например, путём выброса отработанной активной зоны в космос). Кстати, напомним, что единственные космические реакторы, выпущенные ещё в СССР и

реально отработавшие свой ресурс на орбите в течение нескольких месяцев имели тепловую мощность около 100кВт.

Кроме того, требуется разработка сверхлёгких ЭРД с энергомассовым совершенством $\alpha_{\text{эрд}} = 0,3 - 0,5 \text{ кг/кВт.эл.}$, вместо имеющихся сейчас ЭРД с $\alpha_{\text{эрд}} = 1\text{-}2 \text{ кг/кВт.эл.}$ В сумме энергомассовое совершенство всей ядерно-электрической установки не должно превышать $\alpha_{\text{эярд}} = 3\text{-}3,5 \text{ кг/кВт.эл.}$

Таким образом, только в случае комплексного решения всей проблемы – «термоядерный реактор, работающий на топливе $D + {}^3\text{He}$ + система преобразования полученной в реакторе энергии заряженных частиц в электроэнергию + создание сверхмощной (по космическим масштабам) ЯЭУ электрической мощностью 50МВт + ЭРД, работающих на «нетрадиционном» рабочем теле – H_2 при удельном импульсе тяги до 25000-30000с + создание в составе КА-танкера завода по извлечению из сложной атмосферы Урана, ($\text{CH}_4 + \text{H}_2 + {}^3\text{He} + {}^4\text{He}$) товарного ${}^3\text{He}$ и рабочего тела ЭРД – H_2 ; а также создания самого автоматического танкера «Земля – Уран – Земля» начальной массой 450т. при массе заправки рабочим телом (земным или лунным) массой ~ 200т» – возможно формирование экологически чистого «термоядерного» сектора «беспарниковой» наземной электроэнергетики мощностью до 2,5млрд.кВт. В принципе допустимо увеличение этой мощности до 5млрд.кВт, что технически наверняка выполнимо и требует лишь увеличения производства КА и темпов пусков.

В случае реализации этого варианта сценария не потребуются ни создания ЛЭС и лунной транспортной системы, ни вообще освоения Луны для энергетических целей.

В другом варианте сценария– создание самой ТЯЭС и космической ЯЭРДУ мультимегаваттного класса не успевает к заданному сроку (а срок начала функционирования всех рассматриваемых систем по условиям нарастающего глобального кризиса не может быть отодвинут за 2050г, поскольку потом вся эта энергетика может вообще не понадобиться!!!). Тогда наиболее вероятным и более технически продвинутым вариантом (помимо ТЭС и ЭЯЭС) становится создание ЛЭС с признанием важности программы освоения Луны, включая создание жилого комплекса, космодрома и кончая производственным комплексом по извлечению лунного ракетного топлива и веществ для изготовления различных конструктивных и электротехнических материалов для энергоизлучательного солнечно-микроволнового комплекса.

В этом случае наиболее критическим элементом является создание РД для лунной ракеты, где в качестве двухкомпонентного топлива используется окислитель – криогенный O_2 , а металлическое горючее (например, Al или Si) подаётся в камеру сгорания в порошкообразном виде.

Для упрощения обработки может оказаться целесообразным создание не РД с необходимой тягой 50т, а многодвигательной ДУ, например, на базе связки из 4-х РД тягой по 12,5т. Кстати, это может упростить и проблему управления качанием каждого двигателя, а также увеличить надёжность, например, при отказе одного двигателя, для чего достаточно в качестве номинальной тяги принять двигатели по 16т. с возможностью их дросселирования. И, наконец, в качестве ещё одного компромисса перейти на почти уже отработанную схему кислород-метанового ЖРД, где в обратном полёте используется «земной» метан и лунный кислород.

Преимуществом этого варианта является возможность создания как первого этапа более простого – кислородного завода совместно с околоземной топливно-заправочной станцией на чисто коммерческой основе с быстрой экономической отдачей. Кроме того, не требуется разработки сложной ЯЭРДУ – вся транспортная система основана только на применении ЖРД на химических топливах и солнечно-электрических буксиров, многие элементы которых хорошо отработаны (а ленточные СБ прошли испытания на КС «Мир»)

Какой из этих вариантов будет реализован, покажет сама жизнь. Возможно, даже, что реализовываться они будут оба, поскольку необходимость создания космических ЯЭУ большой мощности является важнейшим условием исследования как дальних планет Солнечной системы, так и полётов за её пределы – в межзвёздное пространство.

Глава 7. О возможных дополнительных крупномасштабных потребителях «космического» топлива

Выше были рассмотрены проблемы добычи и транспортировки космического топлива применительно к задаче создания систем «беспарникового» энергоснабжения Земли (ТЯЭС и ЛЭС).

Сегодня можно говорить о двух дополнительных целевых потребителях:

- системе увода ампул с РАО в наиболее заманчивый «космический могильник» – за пределы Солнечной системы;
- системе защиты Земли от столкновения с ОКО.

7.1. Увод ампул с радиоактивными отходами (РАО) за пределы Солнечной системы

Увод РАО с околоземной орбиты предлагается осуществлять в наиболее привлекательный, с точки зрения длительной радиационной безопасности, «вечный» космический могильник – за пределы Солнечной системы. Для этого баллистические возможности разгонного ракетного блока должны обеспечить после участка разгона набор скорости, который соответствует конечной скорости ~ 42 км/с на гелиоцентрической орбите Земли. Дальнейший полёт в пределах Солнечной системы осуществляется пассивно – по параболе.

Рассмотрено 3 варианта, как с использованием разгона на малой тяге (СЭРДУ с $I_{уд} \sim 8200$ с и $R=12,5$ кг.) так и с использованием РБ с кислород-водородными ЖРД с $I_{уд}=470$ с.

Темп увода принят 100 т. РАО/год (600 т/год с учётом ампул).

Вариант 1.

Здесь используется одноступенчатый одноразовый РБ с СЭРДУ, унифицированный с маршевой ДУ лунного межорбитального буксира.

При такой значительной массе разгоняемого груза (600 т.) и больших баллистических энергозатратах ($V_{хар} \sim 19$ км/сек) (многоступенчатый разгон с потерями внутри СДЗ до набора геоцентрической параболической скорости и последующий практически одноступенчатый разгон в сфере действия Солнца, до набора 3^{ii} космической скорости ~ 42 км/сек, обеспечивающей пассивный пролет через всю Солнечную систему и вылет за ее пределы), начальная масса КА на ОИСЗ с учетом собственно масс СЭРДУ (~ 30 т), рабочего тела и топливных баков составила бы не менее 850 т.

Из условия неперевышения начальной массы КА величиной, соизмеримой с размерностью МКС в полной комплектации (420 т), задача увода 100 т. РАО/год решается с помощью запуска двух одинаковых КА, указанной начальной массы, с интервалом 0,5 года.

В состав каждого КА входит 10 ампул массой по 30 т, выводимых на ОИСЗ с помощью СВ (Земля – ОИСЗ – Земля), собственно ракетный блок в составе СЭУ в виде СВ электрической

мощностью 10 МВт с массой 20 т, ЭРД массой 5 т, тягой $R=12$ кг и удельным импульсом тяги $I_{уд} = 8700$ с, а также 87 т рабочего тела («лунного кислорода», переливаемого в бак КА массой 5 т) из расходных ёмкостей околоземной топливозаправочной станции, а также манипулятора и элементов общей сборки массой ~ 7 т. Время работы ЭРД на обоих участках – 2 года (0, 8 года – разгон внутри СДЗ и 1, 2 года на гелиоцентрическом участке). Весь дальнейший пассивный полет КА через Солнечную систему по параболической траектории занимает 15 лет. Таким образом, на орбиту ОИСЗ ежегодно выводится с Земли ~ 660 т «сухих» грузов (в т.ч. 100 т РАО) при характерном темпе пусков ~ 11 суток, что вполне приемлемо. Расход же лунного топлива $O_2 \sim 170$ т с топливозаправочной станции также невелик (~ 25 % от массы ампул с РАО и СЭРДУ).

Вариант 2:

Одноимпульсный разгон на одноразовым РБ с ЖРД на $O_2 + H_2$ с набором скорости 8 км/сек и практически мало зависящей по суммарной массе от принятой массы (размера) ампул с РАО, требует суммарного грузопотока на околоземную орбиту 8500 т/год, что в 13 раз больше чем для Варианта 1.

Вариант 3.

При сохранении схемы Варианта 2 – запуска ампул с ОИСЗ с помощью РБ на кислород-водородных ЖРД, но, как и в Варианте 1, необходимый «дешевый» кислород заправляется в космические аппараты (размерность их не определяется) с топливозаправочной орбитальной станции, а водород поставляется, как и ампулы с РАО, с Земли с помощью СВ. В этом случае общий грузопоток с Земли составит 1710 т/год. (в т.ч. 1050 т водорода в баках), а заправка кислорода с ОТСЗ ~ 6000 т/год.

Рассмотрение применения других низкоэнергетических лунных топлив типа $O_2 + Al$ ($O_2 + Si$) при $I_{уд} = 250$ с. вообще нецелесообразно из-за малой баллистической эффективности их в этой энергонапряженной задаче. Таким образом, наилучшим (по массе) вариантом увода РАО является вариант 1: использование СЭРДУ с лунным топливом, заправляемым с ОТСЗ в количестве всего 170 т/год (грузопоток с Земли – 660 т). В случае же подтверждения запасов воды (льда) в приполярных кратерах Луны и доставки воды на ОИСЗ с использованием «паровых» ЖРД, либо добычи кислорода из земной атмосферы с помощью орбитального накопителя, потребный расход O_2 должен быть уточнен.

7.2. Системы защиты Земли от опасных естественных космических объектов (ОКО)

подавляющее число населения в мире либо вообще не имеет никакого представления ни о проблеме ОКО, ни о системе защиты Земли от ОКО, либо рассматривает ее как чисто спекулятивную. Однако специалистам она представляется вполне серьезной, достойной анализа для поиска возможных путей решения. Здесь речь пойдет только о достаточно крупных ОКО естественного происхождения (хотя сегодня на Землю уже регулярно падают фрагменты объектов техногенного происхождения размерами до 1 м^2 каждую неделю, и не все они сгорают в атмосфере).

Одним из способов защиты Земли от естественных ОКО применительно к так называемым периодическим ОКО с характерным периодом обращения вокруг Солнца несколько лет, эллиптическая траектория которого хорошо известна, является однократное механическое воздействие на ОКО с помощью КА-перехватчика (соударение) малым импульсом, величина и направление которого хорошо рассчитываются. В результате даже малого изменения параметров траектории ОКО за время последующего пассивного движения после удара в течение нескольких витков ($T_{\Sigma} \sim 10$ лет) происходит постепенное увеличение расчетного промаха до необходимой величины. Такие оценки были сделаны в ИПМ РАН имени Келдыша. В качестве ОКО рассматривался астероид $d=200 \text{ м}$ массой ~ 15 млн. т. В качестве “перехватчика” – КА с массой ~ 10 т с солнечно-электрической ДУ (с ЭРД) мощностью 20 кВт.эл , работающей до момента столкновения в течение 1, 5 лет; дальнейшее отклонение траектории ОКО за 11 лет составит в момент наибольшего сближения с Землей $100\,000 \text{ км}$, что приемлемо. Для этой задачи проблемы топлива вообще не существует (расход “топлива” – рабочего тела ЭРД составит всего несколько сотен кг).

Гораздо более сложна защита от ядер так называемых долгопериодических комет на первом витке (при первом “неожиданном” сближении), поскольку из-за малости времени от обнаружения до гипотетического столкновения возможно отклонение траектории лишь в результате воздействия взрывами нескольких тысяч ядерных зарядов, точно доставляемых к ОКО к заданному моменту подрыва ЯЗ.

Применение самого принципа многократного воздействия одиночными ядерными взрывами сравнительно малой мощности является вынужденным по ряду причин:

- однократный взрыв заглубленного заряда большой мощности, раскол объект на крупные фрагменты различного размера, неконтролируемо разлетающиеся почти по сфере, причем траектории части сильно активированных фрагментов могут проходить через атмосферу и центр Земли, что неприемлемо.

- неизбежность многократного воздействия “мелкими” зарядами вытекает из неконтролируемости параметров движения ОКО после каждого взрыва (неточность системы самонаведения, ошибки момента подрыва и, соответственно, положения точки подрыва по отношению к объекту, незнание точной массы объекта, неправильность его формы (далекой от сферической), вращения и – как следствие – общая ошибка вектора скорости ОКО после воздействия, компенсируемая последующими корректирующими воздействиями. При этом до следующего воздействия должны быть проведены траекторные измерения с околоземной информационной системы (хотя бы несколько измерений) при характерном времени запаздывания обратного сигнала до нескольких десятков секунд). Повторяем, что эта схема – сложная, но вынужденная.

Первые стартующие перехватчики, обеспечивающие встречу на дальнем рубеже должны иметь максимальный набор скорости $V_{\text{хар}}$ после отработки маршевой ДУ всего топлива.

Последние (на ближнем рубеже, например 1 млн. км от Земли) – минимальный. Это достигается более ранней отсечкой работы ДУ при полностью однотипных и одинаково заправленных РП (что практически удобнее, но вызовет некоторый общий перерасход топлива), либо, что, технически более сложно, – недоливом топлива в ракеты последнего рубежа. Предполагается что РП полностью стандартизованы, в т.ч. по объему баков, что неизбежно при столь массовом производстве (~ 12 тыс. шт.).

Подробной проработки баллистического построения системы не делалось (включая систему обнаружения). Приведенные ниже результаты грубых оценок по упрощенной схеме сделаны *только для оценки масштаба потребного запаса топлива__ракет-перехватчиков.*

В качестве исходных данных принято:

- диаметр ОКО 300 м
- масса $3,5 \text{ млн. т}$

– дальность обнаружения радиолокационными методами 10 млн. км.

– скорость сближения ОКО с Землей 30 км/с.

– полный баланс времени до встречи с Землей < 4 суток.

Система состоит из 2-х ракетных батарей по 6 тыс. ракет-перехватчиков в каждой. Каждая ракета перехватчик (РП) массой в 2,5 т имеет одноступенчатый ракетный блок с кислород-водородным топливом. В качестве полезной нагрузки РП, обладающим запасом скорости ~ 4,8 км/с, размещена ступень самонаведения и ЯБЗ общей массой 0,5 т, обеспечивающая подрыв ЯЗ на заданной дальности от ОКО. Суммарное последовательное воздействие 6 тыс. ЯЗ обеспечивает отклонение ОКО в районе Земли на 100 тыс. км.

Заправка топливом РП – 0,25 т H_2 и 1,37 т O_2 (всего 1,62 т), а общая масса топлива во всей системе $M_{\Sigma} = 19,4$ тыс.т. При развертывании системы в течение 10 лет темп доставки топлива в охраняемую зону дежурства (батарею) $M=1940$ т/год. При размещении обеих батарей в точке либрации 1,2 системы Земля-Солнце возможна заправка РП с лунных топливных заводов на полюсах Луны и доставка с помощью солнечно-электрических буксиров.

При использовании на участке перехвата ОКО лунного топлива типа $O_2 + Al$ с $I_{уд} = 250$ с стартовая масса РП составит 7,1 т, а масса топлива 6,1 т: полная масса топлива в системе 73,2 тыс. т, а темп доставки 7320 т/год.

Указанные цифры не учитывают затрат на доставку топлива с Луны с помощью, например 2-х ступенчатой системы типа лунной ракеты с ЖРД на O_2+Si и солнечно-электрического буксира.

Вопросы длительного хранения криогенных топлив H_2 и O_2 не рассматривались. Предполагалась как возможность хранения заправленных ракет в термостатированном ангаре с активной системой криостатирования, либо хранение криогенных компонентов отдельно от незаправленных (сухих) ракет в крупногабаритных термостатированных баках и быстрой заправки с помощью мощных ТНА, приводимых либо от униполярных электродвигателей большой мощности (от СБ), либо от турбин, работающих на тех же штатных компонентах (O_2+H_2). Без учета затрат на энергосистемы заправки жидкими компонентами полная масса конструкции всех кислород-водородных РП (включая головные части) составит – 11 тыс. т, а кислород-алюминиевых ~ 12 тыс. т.

Темп же расходования с ОЗТЗС лунных топлив составит ~ 2 тыс т/год для H_2+O_2 и ~ 7.2 тыс. т/год для топлива $Al+O_2$ ($Si+O_2$). При десятилетнем развертывании, учитывая, массу 12 тыс. шт. РП при единичной сухой массе ~ 1 т грузопоток с Земли на ОИСЗ составит ~ 1100-1200 т/год.

Таким образом, для двух важных задач, находящихся за пределами проблемы экологически чистого энергоснабжения – т.е. (РАО) и (ОКО) – в зависимости от принятого типа топлива и схем полета диапазон суммарных потребностей в ЛТ, заправляемом с ОЗТЗС составит от 170 т/год до 1600 т/год соответственно.

Часть II

Технические возможности создания демонстрационной ЛЭС за 10-15 лет

Введение

Главная задача данного материала – продемонстрировать безусловную реализуемость ЛЭС, причем в конкретном варианте – демонстрационной ЛЭС.

Что касается будущей крупномасштабной ЛЭС с $N_{эл} = 3$ млрд. кВт (3-х тераваттная ЛЭС) приведем лишь некоторые соображения в пользу ее создания:

создание такой ЛЭС за 30 лет эксплуатации позволит сохранить до 200 млрд. т условного топлива и снизить выбросы «парникового газа» CO_2 на 600 млрд. т.

стоимость электроэнергии составит до 0,01 долл./кВт ч, вместо ~ 0,1 долл./кВт ч на «осредненной» современной ТЭС.

Глава 1. Концепция станции экологически чистой лунной системы электроснабжения Земли по микроволновому лучу (ЛЭС), обоснование схемы и параметров будущей штатной крупномасштабной системы; выбор мощности, схемы, конструкции и массы материалов для демонстрационной ЛЭС

Сама инженерная идея ЛЭС проста: с помощью доставленного на Луну с Земли высокопроизводительного оборудования, из лунного сырья изготавливаются два важнейших элемента энергоизлучательного комплекса ЛЭС – ЭИК'а – первичный источник электроэнергии – солнечная батарея (СБ) и передающий радиотехнический комплекс в виде фазированной антенной решетки (ФАР). СБ вырабатывает постоянный ток, снабжая генераторы СВЧ диапазона ФАР. ФАР формирует «острый» энергетический СВЧ-луч, наводимый на наземную приемную антенну (ректенну), где СВЧ энергия преобразуется в постоянный ток и используется либо непосредственно в ряде технологических потребителей (электролизном производстве водорода из воды для перспективной экологически чистой «водородной» энергетики, в энергоем-

ком электролизном производстве алюминия, зарядке аккумуляторных батарей все возрастающего парка электромобилей, электроснабжении поездов и т.д.). Однако большая часть СВЧ энергии преобразовывается на месте в переменный ток промышленных параметров и передается удаленным потребителям по традиционным наземным проводным ЛЭП.

Высокая потенциальная эффективность ЛЭС базируется на ряде благоприятных обстоятельств:

Состав лунного сырья позволяет изготавливать из него и элементы ЛЭС – энергоизлучательного комплекса (ЭИК) и ракетное топливо для многоразовых транспортных космических кораблей, доставляющих с Земли оборудование топливных заводов и технологических линий по производству ЭИК'а.

Уже сегодня по всем наиболее важным типам «земного» технологического оборудования достигнута исключительно низкая материалоемкость (или, соответственно, высокая удельная производительность на единицу массы). Масса самого оборудования по отношению к массе конечного продукта, произведенного за жизненный цикл агрегата, например для экскаватора, самосвала и металлургического прокатного оборудования составляют 0,000002, 0,00001 и 0,001 соответственно. Поэтому доставка заводов на Луну, если будет разработана соответствующая транспортная система и подобрано соответствующее топливо, весьма эффективна и экономична.

В случае применения такой космической транспортной системы, использующей только лунное топливо для доставки на Луну оборудования всех заводов, включая топливный завод, из массы добытого сырья получается столько топлива, что его с большим избытком хватает для доставки не только самого топливного завода, но и всех заводов по созданию энергоизлучательного комплекса. Система приобретает новое качество – саморазвития. При энергетических возможностях топлива в ракетных двигателях транспортной системы, доставка 1 кг полезного груза с околоземной орбиты (например, оборудования) требует ~ 6 кг лунного топлива, а масса топлива, выработанного на лунном топливном заводе за его жизненный цикл и доставленного на околоземную орбиту (например, для заправки пилотируемых транспортных кораблей с целью доставки персонала на лунную производственную базу) в 15-20 раз больше, чем масса всех «сухих» конструкций достав-

ленных предварительно с Земли на ОИСЗ (кораблей, орбитальной накопительной станции и собственно лунного топливного завода).

Конструкция ЭИК'а (СБ + ФАР) должна базироваться на применении большого количества однотипных технологически простых элементов, производство которых можно легко наладить на Луне, автоматизировать и добиться высоких темпов производства и монтажа, чтобы выполнить главную задачу – обеспечить максимально низкие сроки окончания строительства.

Заметим, что задача создания ЛЭС (как демонстрационной, так и штатной – крупноразмерной) не требует решения фундаментальных проблем в отличие от задачи УТС.

Создание демонстрационной ЛЭС – типичная междисциплинарная задача, для строгого решения которой необходимо использование знаний и методов различных разделов науки и техники: внешней баллистики, термодинамики, электродинамики, электротехники, горного дела, технологии добычи и переработки лунного сырья, металлопрокатки и др.

Излагаемый ниже материал имеет несколько особенностей:

Изложение всех разделов сделано в форме, доступной для читателя, не являющегося специалистом во всех указанных областях знаний. В то же время, оно достаточно корректно.

Все разделы включают, помимо качественного описания схем, конструкций и процессов, обязательные количественные результаты, хотя безусловно и приближенные;

Анализом охвачены все основные элементы технологической цепочки по созданию ЛЭС. Полученные приближенные количественные оценки позволяют дать достаточно полное представление как об облике и параметрах основного технологического оборудования, так и о масштабах ЛЭС в целом. Они должны подтвердить реализуемость демонстрационной ЛЭС – важнейшего шага на пути создания в обозримые сроки ЛЭС на уровне 3 ТВт. Основные массообразующие элементы ЭИК'а – антенные ленты из железа, налунные опоры и, многокилометровые сети алюминиевых тоководов (кабелей) и пенокремнеземных волноводов, общая масса которых измеряется, как будет показано ниже, десятками тысяч тонн, целесообразно изготавливать на месте, т.к. потребная масса соответствующих заводов будет по крайней мере на порядок меньше.

В то же время, несмотря на заманчивость идеи изготовления всех деталей демонстрационной ЛЭС целиком и только из лунно-

го сырья, автор в некоторых случаях отошел от этого «экстремистского» тезиса во имя главной цели – создания ЛЭС в кратчайшие сроки. В частности, например, при полной теоретической возможности изготавливать главные элементы радиотехнического комплекса – например твердотельные транзисторы – из лунного сырья путем выращивания высококачественных монокристаллов сверхчистого кремния и их обработки на автоматизированном заводе (возможно, что при создании 3-х тераваттной ЛЭС так и будет), все-таки решено их просто доставлять готовыми с Земли. Аналогичное решение принято и по достаточно мощным электровакуумным приборам – СВЧ генераторам (клистродам). Кроме того необходима доставка ряда веществ, не говоря уже о «буферной» воде, для работы электрохимических генераторов и выработки «затравочного» водорода для «запуска» процесса извлечения из лунного сырья железа (где затем водород возвращается в замкнутый цикл). Также неизбежна доставка земного «затравочного» фтористого калия для добычи алюминия и «топливного» кремния.

Хотя в ряде работ даже часть технологического оборудования рекомендуется изготавливать из лунного сырья (например, станины прокатных станов из крупных блоков плавленого реголита, или детали корпусов луноходов и модулей жилкомплекса), в настоящей работе все оборудование – «привозное». Причина не только в том, что сам процесс отработки специально спроектированного оборудования для работы в лунных условиях займет значительное время, в т.ч. для набора необходимой статистики по качеству выпускаемой продукции.

Сама идея доставки заводов исходит из того, что низкая их материалоемкость на единицу массы выпускаемой продукции реализуется лишь при длительном жизненном цикле, т.е. при большой длительности эксплуатации (20-30 лет). При малом же сроке эксплуатации и, следовательно, малой массе выпущенной продукции (независимо от того, будут ли это вещества, полуфабрикаты или готовые изделия), масса самого завода может оказаться существенно больше общей массы требуемых изделий. А для принятой идеологии форсированного по времени создания всей ЛЭС характерен именно такой случай (ресурс оборудования заведомо будет не выработан).

Выбор основных параметров демонстрационной ЛЭС, прежде всего ее энергоизлучательного комплекса (ЭИК'а), – в первую очередь мощности N , длины волны СВЧ излучения λ , – предпо-

деляет геометрические размеры (диаметр), влияющие на расход материалов, сырья, грузопоток оборудования на Луну и, как следствие, – на стоимость создания.

Выбор мощности должен учитывать ряд часто противоречивых требований. Желательно, чтобы такая одноканальная ЛЭС (формирующая только один луч) имела мощность, соизмеримую с мощностью единичного луча одного модуля будущей штатной ЛЭС мощностью в 3 млрд. кВт. Это позволит на штатной ЛЭС отказаться от необходимости формирования (и управления) сложной многолучевой, с количеством лучей в несколько сотен, диаграммы направленности, и обойтись формированием на каждом модуле отдельного луча, автономно наводимого на «свою» наземную приемную антенну (ректенну). Мощность ЛЭС должна быть соизмерима с мощностью уже созданных ЭС различных типов, составляющей для ГЭС 12,5 млн. кВт (планируется 18 млн. кВт на китайской ГЭС «Три ущелья»), 9 млн. кВт для АЭС и 8 млн. кВт для ТЭС соответственно. Это позволит в дальнейшем эффективно использовать часть наземных проводных ЛЭП.

Важны и экономические соображения. Так, некоторые оценки, проведенные в США, показали, что в диапазоне установленных мощностей ЛЭС от 1 до 100 млн. кВт эл. их экономические характеристики сильно различаются. В таблице 1 приведены экономические расчеты по ЛЭС при сроках развертывания 3 года и эксплуатации 10 лет и цене отпускаемой электроэнергии 10 центов/кВт ч (по другим оценкам – 5 центов/кВт ч), что примерно соответствует рентабельной работе тепловых ТЭС.

При мощности в 1млн кВт станция заведомо убыточна, т.к. несмотря на относительно низкую и приемлемую стоимость разработки, доход от продажи электроэнергии низок, что приводит к стоимости отпускаемой энергии почти в 15 раз выше существующей. При мощности 100 млн. кВт экономические параметры станции привлекательны, себестоимость вдвое ниже сегодняшней отпускной цены. Однако крайне высоки затраты на создание станции – 243 млрд. Мощность же в 10 млн. кВт представляется наиболее разумным компромиссом: себестоимость всего в 2 раза выше средней, зато затраты на создание хотя и высоки, но гораздо более приемлемы ~ 90 млрд. долл.

Таблица 1
Характеристики ЛЭС умеренной мощности.

Характеристика		Установленная мощность млн. кВт		
		1	10	100
Энерговыработка в ГВт лет		5	50	500
млрд. долл. США (1990)	Затраты на создание и эксплуатацию	60	91	243
	Доход от продажи электроэнергии	4,4	44	438
	Чистая прибыль	-56	-47	195
Себестоимость энергии долл./кВт ч		1,4	0,2	0,05

Оценим влияние мощности, а по существу диаметра ЛЭС в плане, на массу ЛЭС (т.е. на массу готовых материалов). Энерговыработка единичной ЛЭС неравномерна по времени. Установленная мощность ЛЭС характеризуется пиковой мощностью в лунный полдень. В рассматриваемой далее схеме ЛЭС у источника электроэнергии (СБ) и передающей антенны, выполненной в виде фазированной антенной решетки (ФАР) диаметры СБ и ФАР одинаковы, $d_{СБ} = d_{ФАР} = d_{ЛЭС}$. При этом пиковая (и средняя) мощности ЛЭС зависят от диаметра СБ. В табл. 2 приведена зависимость пиковой и средней мощностей, а также массы ЛЭС от диаметра.

Таблица 2
Зависимость N_{max} , N_{cp} , $M_{ЛЭС}$, от диаметра ЛЭС.

Диаметр антенны (СБ) км	5	20	40
Максимальная мощность млн. кВт в лунный полдень	0,9	15	61
Средняя мощность млн. кВт (за 28 суток)	0,1	3,3	19
Масса тыс.т.	3,3	65	240

При $d = 5$ км реализуются слишком малая средняя мощность (100 МВт), велик размер ректенны, хотя величина массы заманчиво мала. При $d = 40$ км слишком велика пиковая мощность (61 млн. кВт), затрудняющая интегрирование ректенны ЛЭС в наземную проводную ЛЭП и крайне высока масса – 240 тыс. т, что требует неприемлемо большого (по крайней мере для первого этапа – демонстрационной ЛЭС) объема переработки первичного сырья (4 млрд. т). Приемлемым компромиссом является вариант с $d = 20$ км, что обеспечивает достаточно разумные значения N_{\max} и $N_{\text{ср}}$ и еще достаточно приемлемый, как это будет показано в остальных разделах, уровень массы ЛЭС, 65 тыс. т. Это соответствует объему переработки первичного сырья ~ 1 млн. т, что дает приемлемые грузопотоки оборудования на Луну с учетом возможностей космической транспортной системы.

С учетом всех вышеперечисленных факторов принят диаметр ЛЭС (СБ-ФАР) $d_{\text{ЛЭС}} = 20$ км. При выборе длины волны λ учитывались ограничения Международного Совета по электросвязи, заданные на промышленное использование определенных частот (и соответственно длин волн) – $\lambda = 12,25$ см; $\lambda = 5,2$ см и $\lambda = 1,25$ см. Не останавливаясь подробно на обосновании λ укажем, что хотя при $\lambda = 12,25$ см имеются хорошо разработанные и с высоким КПД СВЧ генераторы электровакуумного типа и твердотельные полупроводниковые приборы, а также реализуются малые потери в атмосфере. Но из-за большой расходимости луча и большой дальности трудно реализовать высокий КПД передачи в свободном пространстве, особенно в режиме передачи через промежуточный геостационарный (космический) отражатель (КПО). При $\lambda = 1,25$ см высоки потери в атмосфере и низки реализованные КПД в электронных приборах обоих типов. Принято значение $\lambda = 5,2$ см ($\nu = 5,7$ ГГц).

В идеальном, теоретическом случае энергоизлучательный комплекс ЭИК должен представлять собой крупногабаритную, плоскую, круглую в плане при диаметре 20 км, СБ. Она является первичным источником электропитания равномерно распределенных по ее поверхности малоразмерных (менее 0,1 Вт) транзисторов, работающих от прилегающих участков СБ площадью $\sim 0,5 \lambda^2$. Каждый транзистор питает по фидеру «свою» четвертьволновую вибраторную антенну. Антенны размещены над поверхностью СБ на высоте $\lambda/4$ (~ 13 мм), а для улучшения их работы внешняя поверхность СБ покрыта радиотражающей сеткой или решеткой с

сечением тоководов 3×10 мкм при шаге $\sim \lambda/25$; что незначительно снижает выходную мощность СБ (в пределах 0,1 %). КПД преобразования электрического постоянного тока в транзисторе в высокочастотный сигнал на антенну – 50 %. Частота задающего сигнала 5,7 ГГц ($\lambda = 5,2$ см) подается ко всем транзисторам, являющимися двухкаскадными усилителями с коэффициентом усиления ~ 100 . СВЧ сигнал задающей частоты формируется на центральном электровакуумном приборе большой мощности (в принципе до сотен мегаватт), имеющем высокий КПД (до 80 %) при питании постоянным током от отдельной, автономной, расположенной на расстоянии ~ 5 км от ФАР, солнечной батареи с преобразованием постоянного напряжения до ~ 10 кВ, необходимого для питания мощного ЭВП (например клистрона) и раздается к твердотельным СВЧ приборам единичных транзисторов по протяженным СВЧ линиям (волноводам, полосковым линиям и т.д.). Такая система при одинаковых фазах на всех транзисторах формирует неподвижный, перпендикулярный к поверхности ФАР луч. При изменении фазы вдоль радиуса ФАР происходит отклонение луча, осуществляемое фазовращателями по сигналам от системы наведения (здесь не рассматривается). Отклонение осуществляется по двум плоскостям и является безинерционным, хотя сам управляющий сигнал из-за большого расстояния ($\sim 0,7$ млн. км) имеет запаздывание ~ 2 с. Масштабы энергопитания и потребные мощности задающего генератора (ЗГ), излучаемой мощности с антенны, мощности транзистора оценены ниже в качестве предельного (модельного) случая. Он дает возможность оценить масштаб многих величин. Так, при удельной мощности солнечного излучения (лунный полдень) $N_c = 1,36$ кВт/м², площади СБ $F_{\text{СБ}} = 314$ км² и КПД СБ пленочного типа 10 % электрическая мощность СБ составит 43 млн. кВт, а суммарная выходная СВЧ мощность в луче при КПД транзисторов 50 % – 21,5 млн. кВт. При площади единичной ячейки ФАР λ^2 , куда входят 5 транзисторов, $F_{\text{яч}} = 5,2 \times 5,2$ см² = 27 см², из них один в центре, а четыре по углам, имеющее по 0,25 мощности центрального. С учетом включения их в работу соседних ячеек, на 1 транзистор приходится выходная мощность

$$N_{\text{ант}} = \frac{21,5 \cdot 10^6}{Z}, \text{ где } Z \text{ число транзисторов.}$$

$$Z = \frac{F_{\text{СБ}} \cdot 2}{F_{\text{яч}}} = \frac{314 \cdot 10^6 \cdot 10^3 \cdot 2}{27 \cdot 10^{-4}} = 2,3 \cdot 10^{11} \text{ шт} = 230 \text{ млрд. шт (!!!).}$$

Выходная мощность единичной антенны:

$$N_{\text{ант}} = \frac{21,5 \cdot 10^6 \cdot 10^3}{2,3 \cdot 10}; N_{\text{ант}} = 0,09 \text{ Вт} \quad N_{\text{ант}} = 90 \text{ мВт.}$$

Мощность выходная задающего генератора при коэффициенте усиления транзисторов 100:

$$N_{\text{зад г}} = N_{\text{СВЧ изл}} : K_{\text{ус}} = 21,5 \cdot 10^6 : 100 \text{ кВт} = 21,5 \cdot 10^4 \text{ кВт}$$

$$N_{\text{зад г}} = 215 \text{ МВт};$$

мощность питающей СБ: при КПД 3.Г. типа ЭВП $\eta_{\text{СВЧ}} = 80\%$.

$$N_{\text{эл пит 3.Г.}} = 215/0,8 \approx 270 \text{ МВт пост. тока.}$$

Таких больших единичных СВЧ мощностей в одном приборе нет (есть $N_{\text{эл}} = 1 \text{ МВт}$), достигнутые мощности в двухкаскадном транзисторе 20-30 Вт, а использовать столь маломощные транзисторы (90 мВт) из-за их худших удельных показателей (кг/кВт изл) и большого числа невыгодно. Полученные исходные данные должны использоваться для построения реального облика ЭИК и системы его энергообеспечения.

ЭИК не может быть плоским. С учетом небольшого радиуса Луны либо должна быть «срезана» верхушка сферического сегмента при радиусе сферы $R = 1740 \text{ км}$ и диаметре площадки 20 км, что потребует «земляных работ объемом 18 млрд. м³ и массой 29 млрд. т, либо создания вертикальных опор переменной высоты, причем высота периферийных составит до 58 м при количестве, измеряемом десятками или даже сотнями тысяч. Ясно, что оба решения совершенно нереальны и придется смириться с тем, что поверхность ЭИК'а будет неплоской. Это небезнадёжно, поскольку давно на самолетных РЛС бокового обзора уже применяются ФАР с поверхностями двойной кривизны.

Желательно учесть определенные упрощения, которые позволят иметь не непрерывное изменение угла сканирования при наведении луча на ректенну и особенно на геостационарный отражатель, а дискретное, с некоторой угловой ошибкой. В этом случае возможно иметь не непрерывное изменение фазы в каждой антенне, и, соответственно, твердотельном СВЧ приборе, а питать несколько антенн («подрешетку») с одного фазовращателя. Оценки показали, что размер такой подрешетки составит $4\lambda \times 6\lambda$ (т.е. $\sim 650 \text{ см}^2$), что соответствует 48 транзисторам общей выходной мощностью 4,3 ватта.

При достигнутой мощности в транзисторах до 30 Вт один двухкаскадный транзисторный усилитель может одновременно

запитать до 7 подрешеток, образующих модуль площадью 0,455 м². Таким образом количество транзисторов сократится в 336 раз.

При использовании в качестве формирующей поверхности ФАР солнечной батареи пленочного типа в виде железной фольги толщиной $\delta = 10 \text{ мкм}$ и шириной 500 мм (пока достигнуты значения $\delta = 20 \text{ мкм}$ и 300 мм) вся ФАР может монтироваться из 40000 лент средней длиной по 16 км, например, на опорах с пролетами по 245 м, где прогиб под собственным весом не превысит 190 мм (высоту опоры можно принять $h = 0,5 \text{ м}$).

Теоретически гладкую поверхность СБ с выступающими над ней элементами ФАР (четвертьволновыми вибраторами – антеннами на фидерах высотой 13 мм) желательно сделать «технологически плоской» для чего в зазоре между радиотражающей пленкой и вибратором антенны разместить радиотехнический материал с высокими ферромагнитными свойствами. При этом вибратор практически «ложится» на поверхность СБ, с участком изоляции. Такая система может быть названа плоским энергоизлучающим полотном, изготовление которого возможно по рулонной технологии. Таким образом ФАР + СБ сводится к пространственной поверхности из 40000 лент, расположенных параллельно (с технологическим зазором 10 мм). Средняя длина ленты $\sim 16 \text{ км}$. Эти ленты являются главным элементом ЛЭС и имеют общую массу ~ 25 тыс. т, а с учетом опор ~ 30 тыс. т.

При достигнутой мощности электровакуумных приборов 1000 кВт в непрерывном режиме один такой прибор мог бы обслужить 3,3 млн. транзисторов при площади зоны $\sim 1,4 \text{ км}^2$, например $1,18 \times 1,18 \text{ км}$, однако средняя дальность питающих волноводов была бы слишком велика. При выборе же мощности ЭВП (например клистрона) в 5 кВт это позволит обслужить 165000 транзисторов, при размере квадратной зоны $86 \times 86 \text{ м}$. Учитывая реальную ширину технологического прохода («восток-запад») (колеи) – 30 м для волноводокладочного лунохода – комбайна желательно сформировать зону в виде прямоугольника $30 \times 246 \text{ м}$, где 246 м – межопорный пролет. При этом провисание ленты между опорами составит $\sim 190 \text{ мм}$, что приемлемо.

Примерная массовая сводка энергоизлучательного комплекса ЛЭС:

Таблица 3

Назначение элемента	материал	Масса т	Примечание
Электрогенерирующий слой ФЭП СБ	сверхчистый кремний (электротехнический)	150	Доставляется с Земли
Подложка ФЭП СБ (антенные ленты)	железо (рулонная фольга)	25000	Изготавливается на ЛПБ
Заполнитель волноводов, электроизоляция диполей антенн	Двуокись кремния (пористая, плавленная)	30000	–
Тоководы, кабели	Алюминий	5000	–
Опоры лент	Железо	5000	–
Электровакуумные приборы (клизтроны)	Гот. изд.	44	Доставляется с Земли
Твердотельные транзисторы	//	2,2	–
Фазовращатели	//	2,2	–

Из общей массы ЭИК'а ~ 67 тыс. тонн в виде готовых изделий доставляются ~ 50 т радиотехнических изделий и изделий электроники. Основная масса изготавливается на ЛПБ (~ 65 тыс. т). Основное же производство на Луне – топливо – O_2 , Al и Si, фольга – Fe и пеноскремнезем для волноводов.

Главным массообразующим элементом является железо. Учитывая его достаточно низкое содержание в реголите (~ 3%), именно железо определит масштаб переработки первичного сырья и массу технологического оборудования, а следовательно – грузопотоки на Луну.

При создании сверхтонкой железной фольги толщиной $\delta = 10$ мкм, могут возникнуть определенные трудности.

В наземных действующих установках используется существенно более толстая фольга ~ 40-50 мкм, что позволяет, благодаря более высокой ее жесткости надежно осуществить шлифовку и полирование для получения требуемой зеркальной поверхности

исключительно высокого качества (8-й класс чистоты) под последующее напыление кремния. Зеркальная же поверхность необходима для более эффективного использования электрогенерирующего слоя Si, достигаемого двукратным прохождением солнечного луча (прямого и отраженного соответственно). При этом в процессе доводки поверхности – шлифовки и полировки высота оставшихся неровностей должна быть меньше 1 мкм. При изготовлении СБ для применения в наземных условиях указанная толщина ~ 40-50 мкм обеспечивает вполне приемлемые удельные энергомассовые характеристики (~ 4 кг/кВт эл), да они и не являются критичными. Для потребностей же космической отрасли, где желательное снижение удельной массы СБ, например в СБ для ИСЗ и КА, уменьшение толщины осуществляется путем последующего химического фрезерования (травления) в ваннах с соответствующими реагентами. В принципе, при этом возможно снижение толщины ленты с 40 до 20 мкм даже до 10 мкм. Однако такой процесс, кстати значительной продолжительности, практически невозможно осуществить в лунных условиях в виду отсутствия в составе сырья растворителя (воды), и реагента. Доставка же растворителя и самого реагента с Земли при столь больших объемах травления (~ несколько десятков тысяч тонн) нереальна из-за неприемлемого увеличения грузопотока на Луну. В то же время в условиях лунного производства, когда "толстая" лента уже изготовлена из добытого на Луне сырья (ильменита) и будет в дальнейшем просто неподвижно лежать на опорах, само снижение ее начальной толщины после полировки вообще лишено смысла, поскольку никак не снизит масштабов добычи сырья и, соответственно, массы и энергозатрат горнорудного и прокатного производства. Поэтому, если не удастся осуществить прокатку и шлифовку ленты толщиной хотя бы 20 мкм, (что в силу высокого качества исходного лунного металла – железа, плавки в солнечной печи и прокатке его в глубоком естественном вакууме при высокой однородности и соответственно прочности металла, не исключено в принципе), то придется, возможно, остановиться на толщине 40 мкм. При сохранении прежних размеров ЭИК'а ("СБ+ФАР") в плане – 20 км это приведет к ухудшению всех заявленных выше параметров системы по грузопотокам и продолжительности в несколько раз.

Общая добыча сырья возрастет до 4 млн. т, а продолжительность развертывания при том же парке РН и КА транспортной

системы «Луна-Земля-Луна» – составит десятки лет. Для демонстрационной ЛЭС это неприемлемо по самой концепции. Конструктивным компромиссом в этой ситуации – является уменьшение диаметра ЭИК'а с 20 км до 10 км, что и при $\delta_{Fe} = 40$ мкм практически сохранит неизменной массу добываемого сырья и даже уменьшит требования к системе напыления в 4 раза и, соответственно, приведет к снижению массы и электропотребления другого технологического оборудования. Естественно, при этом пиковая и средняя выходные мощности ректенны снизятся до нескольких миллионов киловатт и сотен мегаватт соответственно.

Более обоснованно также следует подойти не только к выбору размеров СБ – ФАР, что определяет мощность выходного СВЧ излучения, но и к величине КПД передачи на трассе Луна-Земля (ректенна) – $\eta_{св}$. Напомним, что главной целью демонстрационной ЛЭС является подтверждение технической реализации самой концепции СВЧ передачи на большое расстояние и работоспособности всей цепочки – от РН до выдачи электроэнергии на выходных клеммах ректенны. При этом сам абсолютный уровень мощности может быть и сравнительно невысоким (уменьшен против принятого). По-видимому, допустимо пойти и на некоторое снижение КПД $\eta_{св}$, что при уже уменьшенном диаметре ФАР позволит снизить диаметр наземной ректенны, стоимость которой весьма значительна.

В таблице 4 для широкого диапазона $\eta_{св} = 0,98 - 0,8$ приведены значения требуемого диаметра ректенны $d_{рек}$ (при $d_{фар} = 10$ км), абсолютной электрической мощности на выходе из ректенны в лунный полдень N_{max} . Там же приведены средняя плотность мощности излучения над ректенной $N_{атм}$, характеризующая запас электрической прочности слоев ионосферы $K_{атм}$ под действием проходящего СВЧ излучения, определяемой как $K_{атм} = N_{атм}/(N_{атм})_{доп}$. Кроме того, приведены площадь ректенны $F_{рек}$ и эффективный энергосъем с 1 м² ректенны $N_{эфф} = N_{вых}/N_{рек}$, косвенно характеризующий ее экономичность. Потери в атмосфере и в ректенне приняты равными 5% и 10% (соответственно $\eta_{атм} = 0,95$ и $\eta_{рек} = 0,9$). Мощность излучения на выходе на ФАР постоянна и равна $N_{изл фар} = 5,34$ млн. кВт при площади $F_{фар} = 78,5$ млн. м², солнечной постоянной $N_{солнца} = 1,36$ кВт/м², КПД СБ и твердотельных транзисторов ФАР $\eta_{сб} = 0,1$ и $\eta_{свч} = 0,5$ соответственно. При расчете запаса по электрической прочности атмосферы принималось, что для $\lambda = 5,2$ см $(N_{атм})_{доп} = 2,77$ кВт/м².

Указанные расчеты соответствуют режиму прямой передачи в лунный полдень, когда СБ вырабатывают максимальную мощность.

Таблица 4

Влияние КПД передачи в свободном пространстве $\eta_{св}$ на основные характеристики ректенны при $d_{фар} = 10$ км = Const.

КПД $\eta_{св}$	0,98	0,95	0,9	0,8
Диаметр ректенны $d_{рек}$ (км.)	4,72	4,1	3,62	3,02
Площадь ректенны $F_{рек}$	17,48	13,1	10,2	7,15
Мощность СВЧ излучения, падающего на ректенну 10 ⁻⁶ кВт	5,22	5,06	4,80	4,26
Средняя удельная мощность на ректенне $N_{ср}$ кВт/м ²	0,3	0,386	0,47	0,595
Мощность на оси ректенны кВт/м ²	0,9	1,19	1,41	1,77
Запас по электрической прочности атмосферы над ректенной $K_{атм}$	3,1	2,3	1,96	1,56
Энергосъем с 1 м ² ректенны кВт эл/м ²	0,25	0,33	0,4	0,51
Абсолютная пиковая электрическая мощность постоянного тока на выходе из ректенны 10 ⁻⁶ кВт эл	4,43	4,32	4,08	3,62

Значение КПД передачи в свободном пространстве $\eta_{св}$ в режиме передачи через КПО существенно ниже чем в прямой передаче. При принятом диаметре КПО $d_{кпо} = 1$ км значения $\eta_{св з} = \eta_1 \eta_{кпо} \eta_2$, где η_1 – величина $\eta_{св1}$ на участке ФАР-КПО, а η_2 – величина $\eta_{св}$ на участке КПО-ректенна; $\eta_{кпо}$ – КПД КПО (в основном потери на отражение и рассеивание СВЧ луча); принято $\eta_{кпо} = 0,95$.

Таблица 5

Энергетические возможности демонстрационной ЛЭС при $d_{\text{фар}} = 10$ км ($N_{\text{СВЧ изл}} = 5,33$ млн. кВт) при различных диаметрах ректенны $d_{\text{рек}}$ (т.е. при различных $\eta_{\text{св}}$ в прямой передаче) и значения КПД передачи через КПО в пределах суток, лунного дня и 28 суточного лунного цикла.

$\eta_{\text{св}}$ ФАР-ректенна	0,98	0,95	0,9	0,8
η_{Σ} ФАР-ректенна *)	0,838 *)	0,842	0,769	0,684
$d_{\text{рект}}$ км	4,72	4,1	3,62	3,02
η_{Σ} ФАР-КПО-ректенны	0,123***)	0,117	0,109	0,091
Среднесуточный $\eta_{\Sigma\text{сут}}$	0,358	0,345	0,322	0,287
Мощность выходная млн. кВт				
Среднесуточная в полдень	1,908	1,83	1,71	1,52
Средняя за 14-ти суточный день	1,22	1,18	1,10	0,97
Средняя за 28-ми суточный цикл	0,61	0,59	0,55	0,48
Максимальная пиковая в полдень	4,43	4,42	4,08	3,62

*) с учетом потерь в атмосфере и ректенне.

**) с учетом потерь на КПО, в атмосфере и ректенне.

Значения величины $\eta_{\text{св1}}$ на участке ФАР КПО и КПО-ректенна $\eta_{\text{св2}}$, зависящие от диаметра ректенны, приведены в таблице 5. Там же даны значения полного КПД передачи $\eta_{\Sigma} = \eta_{\text{св1}} \times \eta_{\text{кпо}} \times \eta_{\text{св2}} \times \eta_{\text{атм}} \times \eta_{\text{рект}}$ в полдень.

В течение суток из-за вращения Земли вокруг своей оси КПД, а значит, и выходная мощность будут меняться скачком. (в течении 8 час (0,33 сут.) – η_{Σ} соответствует прямой передаче – остальные 16 (0,67 сут.) – передаче через КПО)

Все величины подсчитаны для тех же значений $\eta_{\text{св}}$ прямой передачи и соответствующих диаметров ФАР $d_{\text{фар}}$ что и в табл. 4. В таблице 5 приведены также абсолютные усредненные мощности за 14 суточный день и за 28 суточный цикл.

Оценим влияние принятой величины $\eta_{\text{св}}$ на важную характеристику ЛЭС– диаметр ректенны $d_{\text{рек}}$

Из табл. 4 следует, что снижение $d_{\text{рек}}$ с 4,7 до 3 км, и, соответственно площади ректенны в $\sim 2,5$ раза, приводит к увеличению потерь в 20 раз (с $\eta_{\text{св}} = 0,98$ до $\eta_{\text{св}} = 0,8$), однако снижение пиковой выходной мощности остается в допустимых пределах – $C \sim 4,4$ млн. кВт до 3,6 млн. кВт. При этом во всем диапазоне $d_{\text{рек}}$ электрическая прочность атмосферы на оси луча под ректенной обеспечивается с большим запасом (от 3,1 до 1,6 раза). Габариты ректенны вполне приемлемы – от 4,7 км до 3 км. При этом снижение стоимости ректенны составит ~ 2 млрд. долл.

Средние КПД при СВЧ передаче через КПО существенно ниже, чем при прямой передаче. Объясняется это тем, что площадь КПО ограничивается сверху неизбежными конструктивными, технологическими и эксплуатационными соображениями. (≤ 1000 м) существенно меньше площади СВЧ луча, имеющего довольно большую расходимость из-за уменьшенного диаметра комплекса СБ-ФАР, принятого из условий снижения масштабов лунного производства. Поэтому КПО переотражает на ректенну только небольшую часть мощности СВЧ-луча.

Однако, среднесуточные значения различаются меньше – всего в 2,3 раза, т.к. время работы с низким КПД вдвое больше, чем с высоким.

В целом можно констатировать, что как пиковая мощность ~ 4 млн. кВт, соизмеримая с мощностью современных ТЭС, так и достаточно высокая «среднецикловая» (за 28 сут.), а фактически непрерывная мощность ~ 500 МВт, что соответствует интегральной годовой энерговыработке $\sim 4,4$ млрд кВт. час, позволяют в принципе использовать электроэнергию такой демонстрационной ЛЭС даже с уменьшенными масштабами по мощности не только для подтверждения ее работоспособности и проведения инструментальных измерений. Возможно, например, подключение ректенны к некоторым энергоемким экспериментальным производствам, не требующим непрерывного цикла – например для получения водорода электролизом воды. При производительности завода (по водороду) ~ 36000 т/год, это при современной цене жидкого водорода 5 дол/кг позволит получить при 6-х летней эксплуатации почти 1,2 млрд. долл. дохода.

Приведенные соображения позволяют, в принципе, несколько снизить установленную мощность демонстрационной ЛЭС. Тем не менее, дальнейшие оценки масштабов переработки сырья и технологических процессов производства лунного топли-

ва и материалов будут проведены для уже принятых ранее значений $D_{\text{ФАР}}=20$ км и $N_{\text{пик}}=20$ млн кВт (в СВЧ-излучении на выходе из ФАР в полдень, толщина фольги 10 мкм).

Пожалуй, одним из главных доводов противников применения СВЧ передач больших мощностей является утверждение о недопустимо вредном воздействии СВЧ излучения на биологические объекты, в т.ч. на человека.

Оценим воздействие СВЧ излучения единичного канала ЛЭС пиковой СВЧ мощностью излучаемой в лунный полдень с ФАР – 21,5 млн. кВт. Прежде более строго проведем обоснование диаметра ректенны. С точки зрения получения высокого КПД передачи «ФАР-ректенна» при $d_{\text{ФАР}} = 21$ км и $d_{\text{рек}} = 7$ км возможно $\eta = 0,98$, что вполне приемлемо. При этом средняя плотность падающего на ректенну СВЧ излучения составляет $0,55$ кВт/м², что для заданной длины волны $\lambda = 5,2$ см приемлемо по условиям электрической прочности ионосферы над ректенной, составляющая ~ $2,77$ кВт/м². Однако значение $N_{\text{рек}} = 0,55$ кВт/м² соответствует равномерному распределению мощности по радиусу ректенны. Учитывая «колоколообразное» (гауссово) распределение на ректенне, целесообразно увеличить диаметр антенны до ~ 10 км. Тогда опасность «пробоя» атмосферы заведомо (и с большим запасом) устраняется. При $d_{\text{рек}} = 10$ км, КПД $\eta_{\text{св}}$, естественно возрастет и составит $\eta = 1 - 0,28 \times 10^{-30}$ (!!!) (т.е. практически $\eta \approx 1$). Оценим среднюю плотность энергии в кольце $d \ 10 \times 10,5$ км; ($F_{\text{кольца}} = 10,25$ км²). Для значений η_{10} и $\eta_{10,5}$ разность равна $\eta = 0,3 \times 10^{-30}$; а плотность мощности ~ 10^{-5} мкВт/см², что по крайней мере в 10^6 раз ниже допустимых норм.

Эти расчеты касаются только так называемого прямого излучения. Однако существует и значительное рассеянное СВЧ излучение в атмосфере. При коэффициенте потерь в атмосфере 5%, и считая, что значительная доля энергии уходит на возбуждение молекул, можно полагать, что имеется ~ 1 % излучения в центре над ректенной. Пренебрегая самопоглощением вторичного излучения, получим плотность мощности на границе ректенны (главным образом в горизонтальной составляющей), интенсивность которой падает пропорционально квадрату расстояния. Интенсивность излучения здесь составляет 10 мВт/см², что почти в 1000 раз выше нормы хронического облучения (10 мкВт/см²). Однако уже на расстоянии 15 км уровень будет ниже нормы. Заметим, что среднее расстояние между ректеннами в большой системе мощностью 3

млрд. кВт составят существенно большую величину – несколько сотен километров. Что касается демонстрационной ЛЭС рассматриваемой здесь, не представляет труда даже на территории России найти удобное место размещения. А учитывая, что скорее всего проект (по финансовым и политическим соображениям) будет международным, выбор места размещения ректенны (например на шельфе в теплых морях) проблемы не представляет.

Несмотря на достаточно подробное обоснование принятой схемы ЭИКа (СБ+ФАР), целесообразно в дальнейшем проработать и запасной вариант ЭИКа.

В случае если при дальнейшей, более углубленной, проработке технологических процессов создания интегрального лунного ЭИКа «СБ+ФАР» встретятся серьезные трудности, не исключено применение более «традиционной» схемы – так называемой «зеркальной антенны со сканирующим лучом, формируемым линейной ФАР», которая первоначально и была предложена авторами самой концепции ЛЭС (Крисвеллом и Валдроном, США). Эта схема, конструктивно выполнена в виде многомодульной пространственной системы плоских радиотражающих полотен – модулей, размещенных на поверхности Луны параллельно друг другу (рис. 9). Радиотражающие полотна выполняются в виде плоской, натянутой на силовую раму (желательно из радиопрозрачного материала) прямоугольной формы, радиотражающей сетки или решетки. Шаг решетки ~ $0,05 \lambda$ (в нашем случае ~ 2,5 мм) из электропроводящих нитей диаметром ~ 20 мкм. Нити изготавливаются либо из металлической проволоки, либо из стекловолокна с электропроводящим покрытием Al толщиной в несколько скин-слоев (3-4 мкм). Каждое модуль-полотно («радиозеркало») размерами порядка 10×30 м облучается протяженной ФАР относительно малой высоты, размещенной, например, в основании соседнего модуля.

Питание ФАР, выполненной из твердотельных транзисторов осуществляется от солнечных батарей (СБ), расположенных между соседними эшелонами полотен. Обработка максимального угла сканирования идет по углу места. Модули-щиты расположены в направлении север-юг.

Такая антенная система формирует наклонный СВЧ луч, с углом места ~ 30° при большом потребном диапазоне сканирования ($\pm 15^\circ$ с учетом либрации Луны). Более строгий анализ структуры электромагнитного поля в зоне полотен, проведенный в Москов-

ском Радиотехническом институте РАН, выявил необходимость существенного усложнения кажущейся простой системы. Из-за больших углов сканирования, поверхности отражающих зеркал и ФАР должны быть не плоскими, а цилиндрическими (параболоцилиндрическими), сам же вертикальный размер ФАР должен составлять значительную долю высоты зеркала. Кроме того, сама поверхность ФАР также должна иметь кривизну. Это существенно усложняет конструкцию и технологию создания такого ЭИК'а по сравнению с первоначальными замыслами. По предварительным оценкам масса такой системы будет заметно выше, чем описанная ранее схема интегрального ЭИК «СБ+ФАР». Тем не менее нет никаких сомнений в технической реализуемости и такой системы. При этом проблема создания легких СБ большой мощности все равно сохраняется и здесь. Правда, некоторое облегчение имеет место, в связи с тем, что, в отличие от интегральной системы «СБ+ФАР», ленточная провисающая СБ на железной подложке может быть заменена на простую СБ, укладываемую на грунт, предварительно спланированный в виде «грядок» (Рис. 10). В качестве подложки СБ можно использовать, например, ленты плавленного кварца. Однако технологическая проблема напыления электрогенерирующего слоя кремния с высокой скоростью остается и здесь.

Таким образом, видна возможность выбора типа энергоизлучающей системы, что повышает гарантию ее реализации.

Считается, что недостатком ЛЭС, по сравнению, например, с геостационарными КЭС, является непостоянство подачи энергии потребителям, связанное с естественными причинами – вращением Земли вокруг Солнца и собственной оси, вращением Луны вокруг Земли и непостоянством угла падения лучей Солнца на неподвижную горизонтальную СБ на Луне. С самого начала основатели этого научно-технического направления (ЛЭС) предполагали бороться против этого недостатка, например, путем применения так называемой двухпозиционной схемы.

В ней два энергоизлучательных комплекса (ЭИК'а размещаются на экваторе вблизи противоположных краев видимого с Земли лимба Луны и, освещаясь попеременно Солнцем, выдают на Землю электроэнергию без перерывов. При этом сами ЭИК'и формировались из двух отдельных агрегатов – СБ и ФАР, соединенных только линией электропитания.

Рассмотрим габариты ФАР (СБ) и ректенны.

При так называемом КПД передачи СВЧ энергии в свободном пространстве $\eta_{св}$, определяется из выражения $\eta_{св} = 1 - e^{-\tau}$, где в свою очередь τ (т. наз. волновой параметр) определяется из выражения $\tau = \frac{\pi d_{ФАР} \cdot d_{рек}}{4\lambda L}$, здесь $d_{ФАР}$ и $d_{рек}$ – диаметры ФАР и рек-

тенны соответственно. λ – длина волны СВЧ излучения, L – расстояние передач. Принято $\lambda = 5,2$ см (частота $\nu = 5,7$ ГГц), $L = 360$ тыс. км – расстояние от Луны до Земли. Рассмотрим 3-х тераваттную ЛЭС (для примера).

Полагая, что комплекс состоит из 300 отдельных энергоизлучательных модулей (ЭИК'ов), выдающих в среднем по 10 млн. кВт эл на выходе из ректенны, что грубо соответствует пиковой мощности в лунный полдень ~ 20 млн. кВт СВЧ из ФАР.

При КПД $\eta_{св} = 0,98$; КПД солнечных батарей $\eta_{сб} = 0,1$ и КПД твердотельных транзисторов-генераторов в составе ФАР $\eta_{свч} = 0,5$, а также потерь в приемном устройстве 10% и в атмосфере 5% соответственно, получим основные характеристики единичного канала.

Диаметр ФАР при условии $d_{ФАР} = d_{сб} = 21,2$ км, диаметр ректенны $d_{рек} = 6,95$ км. Плотность мощности СБ $N_{сб} = 1,36$ кВт/м², плотность СВЧ излучения на ректенне $N_{рек} = 0,63$ кВт/м². Эта величина существенно ниже допустимой величины $(N)_{max} = 2,7$ кВт/м² соответствующей электрической прочности атмосферы (при $\lambda = 12,25$ см величина $N = 500$ Вт/м², однако она существенно зависит от λ : $N \sim \lambda^{-2}$).

Предполагается, что ЭИК формируется из 300 одинаковых модулей вышеуказанной размерности. При условии формирования всего комплекса в виде квадрата 17×17 ФАР габарит составит 360 км (а диаметр описанного круга в случае применения подсветки ~ 500 км).

Особенности работы однопозиционных и двухпозиционных ЛЭС проведем на основе анализа циклограмм их модулей средней мощностью по 10 млн. кВт. Формирование крупной ЛЭС мощностью 3 млрд. кВт в виде моноблочного агрегата лишает преимущества использования мощности уже введенных модулей для подачи электроэнергии потребителям (как это часто делается при строительстве крупных ТЭС и ГЭС, где мощности наращиваются поблочно). Кроме того, использование модульной схемы удобно с точки зрения упрощения системы наведения, где каждый луч на-

водится на «свою» ректенну, имеющую собственную частоту вызывного маяка.

Хотя, в принципе возможно формирование с крупногабаритной ФАР диаметром $d \approx 500$ км и многолучевой диаграммы направленности. В РЛС ПРО и ПВО используются диаграммы с сотней лучей. Однако, повторяем, наведение каждого луча на «свою» ректенну со своим маяком потребует усложнения схемы и системы управления.

Итак, рассмотрим возможности снижения неравномерности во времени электроэнергии на выходе из ректенны для однопозиционных и двухпозиционных схем, а также другие способы – применение накопителей и подсветки Солнцем.

Рассмотрим прежде особенности двухпозиционных и однопозиционных ЛЭС. Покажем, что и так называемая однопозиционная ЛЭС позволяет осуществить энергоснабжение наземных потребителей непрерывно в течение 28 суток при наличии околоземных КПО, отражающих СВЧ луч и КПО оптического диапазона (зеркал), освещающих с окололунных орбит (или других удобных точек размещения, например из точек либрации) комплекс СБ + ФАР в течение периода естественного затмения (лунной ночью).

Для начала проанализируем характер циклограммы располагаемой электроэнергии, формируемой на выходе из ректенны модуля. В первую очередь проследим характер СВЧ – излучения на выходе из антенны в течение 28 суточного лунного цикла (напомним, что Луна освещается Солнцем 14 суток, 14 суток – «ночь»). Антенна (ФАР + СБ) размещена на стороне Луны обращенной к Земле.

Зависимость излучаемой энергии от времени в течение 28 суток приведена для однопозиционной ЛЭС на рис 19а, где виден «ночной провал» протяженностью 14 суток, а переменность энерговыработки в течение 14 суточного дня объясняется существенным изменением интенсивности падающего излучения – нулевой на «восходе» и «закате», максимальной – через 7 суток после «восхода», что характерно для неориентированной СБ, плоскость которой совпадает с местным горизонтом. Естественна попытка ликвидировать «ночной провал» путем размещения двух ЛЭС, например, через 180° по экватору по краям лимба. Выработка энергии за лунные сутки, действительно, увеличится в 2 раза и исчезнет ночной провал. К сожалению, потери от низкой эффек-

тивности СБ в утренние и вечерние часы (при малых углах возвышения Солнца над горизонтом) оказываются значительными.

Однопозиционная ЛЭС за 28 суточный лунный день при условии полного, без потерь потребления на Земле всей падающей энергии как при благоприятном расположении ректенны (на видимой с Луны стороне Земли), так и при неблагоприятном, дает возможность использовать всего 32% от энергии, вырабатываемой в течение всего дня на уровне полуденной (максимальной) мощности.

Двухпозиционная ЛЭС повысит эту величину вдвое – до 64%. Однако, в утренние и вечерние часы, составляющие до 33% общего времени, энерговыработка в среднем весьма мала и составляет всего 25% от максимальной (хотя формально «ночного провала» и нет). Попытка улучшить ситуацию по 2-х позиционной ЛЭС «сблизив» их по угловому положению до 120° (рисунок 19в) также не дает успеха. Действительно, длительность непрерывного (хотя также непостоянного по величине) энергоснабжения увеличивается с 14 до ~ 24 суток, однако возникает полный провал длительностью в ~ 4 суток, а среднесуточная энерговыработка (за 28 земных суток) снижается с 64% для симметричной 2-х позиционной ЛЭС при положении каждой станции через 180° до 52%. Техническая возможность заполнить 4-х суточный провал, в принципе, есть – например накопители. Однако индукционный накопитель со сверхпроводящими обмотками для наземного потребителя с характерной мощностью 10 ГВт должен иметь массу ~ 10 млн. т (!!!) для компенсации 4-х суточного провала. Электромеханический накопитель снизит эту цифру «всего» до 3 млн. т. Заметим, что масса типичной ТЭС мощностью 10 млн. кВт оценивается в 100 тыс. т. Если же говорить об аккумулировании всей мощности ЛЭС (3 млрд. кВт) то это технически невыполнимо.

Возможный вариант улучшения циклограммы ЛЭС – постройка СБ на обратной стороне Луны. При наличии одной ФАР на «земной» стороне Луны, 2-х СБ, разнесенных на 120° на этой же стороне, причем одна из них территориально (но не конструктивно!) совмещена с ФАР, и одной СБ на невидимой стороне Луны, возможно получение непрерывной 28 суточной циклограммы. Правда, общая длина линий электропередачи должна быть исключительно высокой ~ 7000 км. Это, конечно, возможно только при высоковольтной передаче (не менее 1-1,5 млн. В, независимо от того, будет ли передача вестись на постоянном или переменном

токе). Даже при напряжении 1 млн. вольт масса алюминиевых двухпроводных трасс составит при плотности тока $5 \text{ А/мм}^2 \sim 25$ млн. т. В любом случае понадобятся преобразовательные подстанции громадной мощности (3 млрд. кВт), которые могут быть выполнены лишь в многоблочном варианте. Результирующая циклограмма хотя и будет непрерывной, но заметно неравномерной. Отклонения составят $\pm 25\%$ от среднего значения.

Еще одним вариантом снижения неравномерности энерговыработки однопозиционной ЛЭС является применение подсветки Солнцем ЭИК'а интегральной схемы с помощью плоских космических отражателей, которые условно (в отличие от околоземных КПО, обеспечивающих переотражение СВЧ луча) назовем солнечными КПО – СКПО.

Особенностью подсветки Солнцем является значительная расходимость его излучения – $0^\circ 30'$.

Возможны 2 схемы подсветки:

а) при расположении СКПО на средневысотных экваториальных круговых окололунных орбитах;

б) при расположении СКПО в одной (а возможно и в 2-х) либрационных точках. Из 5 точек либрации в системе Земля – Луна 3 точки, лежащие на линии Земля – Луна непригодны. Возможно размещение СКПО только в устойчивых точках под углом 60° к оси Земля – Луна («вращающегося радиуса», относительно которого СКПО, располагаются в точках на расстоянии ~ 360 тыс. км от центра Луны, что является недостатком этой схемы.

Особенностью варианта «а», представляющего собой правильную орбитальную систему из большого числа СКПО, является неизбежная избыточность численности систем из-за наличия «холостых» аппаратов, условия освещения которых Солнцем не позволяют отражать луч на ЭИК в течение полного оборота. Вариант «б» лишен этого недостатка – он в принципе может иметь либо одну (в одной точке либрации) либо 2 (что еще следует проанализировать из условий освещения за месяц и 1 год) зеркальную станцию. Предварительные оценки показали малую перспективность варианта «а», особенно учитывая необходимость получения высокой освещенности $\sim 1,4 \text{ кВт/м}^2$ в зоне СБ. На основании ранее проведенных оценок по подсветке приполярных районов Земли в РКК «Энергия» выяснилось, что даже при освещении района с характерными размерами 50 км с интенсивностью ~ 10 люкс, что в 10 тыс. раз меньше требуемого для нашей задачи, потребуется

система КА порядка 40 шт массой по 3 т с диаметром зеркала 200 м, выполненного из алюминизированной полиамидной пленки толщиной 5-7 мкм. Масса единичного КА оказалась несколько тонн (масса собственно пленки – менее 10 %). Значительные затраты массы потребовали механизмы интенсивных программных разворотов с большими угловыми ускорениями вокруг поперечных осей зеркала – для наведения луча. Что касается варианта «б», то он пока не проработан, но не бесперспективен. Основная особенность схемы при дальности 360 тыс. км – размер солнечного «зайчика» на лунной поверхности избыточен (при расходимости солнечного луча $0^\circ 30'$ оказывается ~ 3000 км). При диаметре пленочного отражателя 500 км, масса только пленки составит ~ 70 млн. т, а с учетом каркаса и аппаратуры – не менее 700 млн. т. Хотя абсолютный масштаб массы пленки и зеркала велик, но стоит заметить, что и сама ЛЭС мощностью в 3 млрд. кВт будет иметь массу ~ 10 млн. т, а объем переработанного сырья \sim до 100 млн. т. С этих позиций относительная масса подсветочного зеркала в точке либрации выглядит удручающе.

Вышеприведенные материалы касались в основном проблемы цикличности энерговыработки на вращающейся вокруг своей оси Луне. Рассмотрим проблему цикличности энерговыработки на конечном этапе преобразования – на наземных ректеннах, учитывая, что продолжительность прямой видимости ректенны с Луны за 1 земные сутки составляет 12 часов. Приближенная картина энерговыработки на ректенне характерная для системы без КПО и справедливая как для однопозиционной, так и для двухпозиционной ЛЭС, показана на рис. 19а (второй 14 суточный период аналогичен и не показан). Предполагается, что плоскость ректенны совпадает с местным горизонтом, а широта – близка к экватору (изменением энерговыработки из-за влияния наклона земной оси к плоскости лунного экватора, где размещена передающая ФАР пренебрегаем). Причина ночных провалов на наземных ректеннах даже при максимальной энерговыработке СВЧ сигнала (мощности СВЧ луча на выходе из ФАР), соответствующей лунному полдню – затенение ректенны Землей. Хотя формально периоды прямой видимости ректенны составляют ровно 0,5 земных суток реально энерговыработка при малых углах падения Солнца низка: при 0° – 0, при 30° – 50 % от условий нормального падения. Поэтому практически в реальный расчет приняты лишь 8 часовые сеансы энергоснабжения, когда Земля разворачивается в пределах центрального угла

120°, а средняя энерговыработка между крайними положениями (угол падения 60° и зенитом – 90°) составляют ~ 97 %. Т.е. практически можно считать потери на этом участке несущественными. Потеря же суточной энерговыработки из-за отсутствия орбитальных СВЧ отражателей (КПО) в течении 16 часов достаточно ощутима. Однако, учитывая даже низкий КПД передачи через КПО ($\eta_{св} \approx 0,5$) и удвоенное время “провала” по сравнению со временем передачи (16 час и 8 час соответственно), отсутствие КПО приводит интегрально за сутки к 50 % потерям энергии. Такова «цена» КПО. С другой стороны, учитывая сложность наведения луча на КПО и, особенно, трудности механического разворота КПО с прецизионной точностью, может быть придется смириться с этими потерями, если рассматривать ЛЭС только как сберегающую углеводородное топливо систему, либо удваивая мощность ЭИК на Луне. Заметим, что сам перерыв энергоснабжения в данном районе, где расположена ректенна (а среднее расстояние между ректеннами (при 300-х ректеннах) составит несколько сотен километров), в сегодняшней практике энергоснабжения легко компенсируется переброской энергии по наземным ЛЭП.

Основные выводы данного раздела:

Несмотря на более сложные условия выработки электроэнергии на ЛЭС, по сравнению, например, с орбитальными КЭС, имеются технические решения для получения приемлемой неравномерности выработки электроэнергии на выходных клеммах наземного приемно-преобразовательного устройства ЛЭС.

Двухпозиционные ЛЭС хотя и лишены полных «провалов» при оппозитном размещении ЛЭС, но имеют либо низкую энерговыработку на протяжении значительной части (до 30 %) лунного 28 суточного цикла, либо 4-х суточный, ночной «провал» при экваториальном размещении ЭИКов на угловом расстоянии друг от друга 120°.

Создание однопозиционных ЛЭС вполне правомерно, как часть системы топливосберегающих технологий.

Демонстрационную ЛЭС, являющуюся по определению однопозиционной, целесообразно размещать на экваторе Луны на линии Земля – Луна.

Глава 2. Луна как сырьевая база

В данном разделе рассмотрены физические условия на Луне, свойства лунного сырья. Технологические процессы переработки сырья в компоненты лунного топлива, в материалы и полуфабрикаты для ЛЭС будут даны в главе 3.

Лунная поверхность покрыта слоем мелкодисперсного реголита. Основная приповерхностная тонкая фракция состоит на ~ 70% из частиц размером от нескольких микрометров до ~ 100 мкм. Плотность реголита у поверхности ~ 1600 кг/м³, на глубине в несколько сантиметров – 1000 кг/м³, несущая способность реголита достаточно велика – до нескольких сотен кПа.

В целом физические свойства лунного грунта достаточно приемлемы для экскавации, передвижения людей и транспортных средств, размещения производственных модулей заводов, а также для реализации различных физико-химических способов переработки при крупнотоннажном производстве. Основные породы, из которых состоит реголит, среди которых есть “земные” аналоги, приведены в таблице 6, химический состав морского и материкового реголита – в таблице 7, а элементный состав – в таблице 8.

Лунная атмосфера, хотя и содержит некоторые необходимые элементы (H₂, He, Ne, Ar), однако из-за крайне низкой плотности ($P_a=10^{-7}-10^{-10}$ Па) для практического использования ее как сырья непригодна.

Таблица 6

Состав основных пород лунного реголита

Название	Класс	Формула
Ильменит	Титанистый железняк	FeTiO ₃
Оливин	Железomagниевый силикат	(MgFe) ₂ [SiO ₄]
Анортит	Алюмосиликат кальция	Ca[Al ₂ Si ₂ O ₈]
Пироксен	Щелочные силикаты	R ₂ [Si ₂ O ₆], где R – Na, Ca...

Таблица 7
Химический состав морского реголита (базальта) и материкового реголита (в %).

Состав	Морской реголит	Материковый реголит
SiO ₂	41,7	44,4
Al ₂ O ₃	15,33	22,9
TiO ₂	3,39	0,56
FeO	16,64	7,03
MgO	8,78	9,7
CaO	12,49	15,2
Na ₂ O	0,34	0,55
K ₂ O	0,1	0,1
MnO	0,21	0,12
Cr ₂ O ₃	0,28	-
P ₂ O ₅	0,12	0,14

Таблица 8
Элементный состав лунного реголита (в %)

Элемент	Морской реголит	Материковый реголит	Реголит отдельных бассейнов
Ca	7,9	10,7	7,70
Mg	5,8	4,6	6,1
Fe	13,2	4,9	3,7
Al	6,8	13,3	9,8
Ti	3,1	-	-
Si	20,4	21,0	21,8
O	41,3	44,6	43,3
S	0,1	0,072	0,076
K	0,1	0,073	0,24
Na	0,3	0,48	0,38

В то же время некоторые летучие продукты, хотя и не входящие химически в состав реголита и имплантированные в его верхний слой под воздействием солнечной плазмы (“солнечного ветра”), вполне могут быть использованы в качестве сырья уже при простейшей технологии – нагреве до ~ 700°C с последующим фракционным разделением газов.

Концентрация главного летучего вещества – водорода составляет в реголите – 55 г/тонну.

Концентрация других газов, а также паров воды и ³He (который в случае необходимости сможет добываться для “чистой” наземной термоядерной электроэнергетики) приведены в таблице 9 (по отношению к H₂ по массе).

Таблица 9
Относительное содержание газообразных веществ, имплантированных в реголит (по отношению к H₂)

H ₂	1
⁴ He	0,54
³ He	0,00032 *)
N ₂	0,08
CO	0,3
CO ₂	0,28
CH ₄	0,26
H ₂ O	0,54

*) В отдельных регионах содержание ³He выше по крайней мере на порядок.

Сырьевые ресурсы Луны используются путем глубокой переработки лунного грунта. Сначала при предварительной его обработке путем умеренного нагрева в солнечных печах выделяются и извлекаются газолетучие фракции, не входящие в состав химических элементов реголита, а имплантированные воздействием “солнечного ветра” в верхний слой. Затем начинается собственно сама глубокая переработка реголита различными физикохимическими методами. Как будет показано ниже, основные технологические процессы формируются по замкнутой схеме, что дает практически безотходное производство.

При решении наиболее сложной, практически “предельной” по условиям глубины переработки сырья и по масштабам производства задачи — создании демонстрационной ЛЭС и завода по производству топлива – из реголита извлекаются практически все элементы для получения:

– Обоих компонентов топлива (горючего и окислителя) – Al + O₂, Si + O₂ или Al + Si + O₂. Топливо используется в ДУ транспортных систем по саморазвертыванию ЛПБ и ЛЭС.

– Собственно основных и вспомогательных функциональных элементов энергоизлучательных комплексов ЛЭС (СБ и ФАР).

Особенностью технологии переработки является наличие большого количества солнечной энергии, которая может быть использована как в тепловом виде (напр., солнечные печи), так и в электрическом – на первых этапах в виде СБ и СЭУ, привезенных с Земли, на последующих – главным образом электроэнергией, получаемой от производимых на ЛПБ СБ в больших количествах для ЛЭС.

Глава 3. Состав лунной базы

Лунная база состоит из производственного комплекса, космодрома, жилого комплекса и электростанции. Размещение элементов базы дано на рис. 20. Производственный комплекс состоит из семи заводов (глава 4).

3.1. Электростанция

Независимо от того, как будет обеспечиваться электропитание всей лунной базы в ночное время (есть варианты использования ядерной электростанции), основная электростанция – солнечная батарея большой мощности – 300-500 МВт эл. Заметим, что эта мощность составляет не более 1% мощности СБ, встроенной в ЭИК (в комбинированной системе ЭИК+ФАР). Поэтому в принципе возможно для изготовления центральной электростанции использование тех же технологических линий радиоизлучающих антенных лент, но без нанесения радиотехнических элементов, сохранив только изготовление СБ. Однако такой вариант предполагает значительную задержку по времени начала монтажа всех заводов (№1, №2, №3, №4, №5 и №6), требующих электропитания сразу. Поэтому более рациональным является применение пусковой ЭС в виде «привозной» СБ с Земли (по крайней мере для обеспечения части необходимой мощности). Например, при мощности «пусковой» СБ, выполненной по схеме «железная фольга – подложка с напыленным слоем электрогенерирующего слоя аморфного кремния» $N_{эл} = 100$ МВт, удельной массе $\alpha = 2$ кг/кВт эл и расположенной, как и штатный ЭИК на маловысотных опорах ($h \approx 400$ мм, шаг опор 220 м) прямо по рельефу местности (т.е. практически горизонтально), масса ее составит всего 200 т. При средней мощности в дневное время 100 МВт эл. и 150 МВт в лун-

ный полдень, размеры пусковой СБ в плане всего 1050×1050 м. При штатной же мощности – 400 МВт эл. размеры возрастут до 2100×2100 м. Как по массам, так и по габаритам такая схема ЭС в общем приемлема. Такая СБ, расположенная по рельефу местности (с предварительной грубой планировкой ее путем уборки крупных камней с помощью луноходов с навесными ножами – бульдозерами или скреперными ковшами) имеет один недостаток – в утренние и вечерние часы при низком стоянии Солнца (до 30°) средняя энерговыработка составляет всего 20% от среднедневной. Относительная же суммарная продолжительность утренних и вечерних часов составляет почти 33% от дневной. Желательное повышение энерговыработки, что особенно важно в начальный период развертывания, когда в первую очередь должны формироваться топливный завод для «запуска» транспортного космического конвейера Земля-Луна, космодром и жилкомплекс, возможно в принципе двумя путями.

Первый – традиционный – путем создания поворотных, плоских панелей СБ, непрерывно ориентированных на Солнце (на «рассвете» и на «заходе» Солнца панель ориентируется вертикально, в течение остального лунного дня панель поворачивается на 180° вокруг оси вращения «север-юг»). Из-за малого наклона лунного экватора к плоскости эклиптики ($1^\circ 30'$) потери мощности пренебрежимы и составят 0,03%. Очевидным недостатком этого метода является наличие механических приводов, систем слежения и необходимость в большом количестве агрегатов, из-за конструктивных ограничений на размеры единичного агрегата. Так, при размерах поворотной панели 50×50 м, что еще разумно с учетом слабого гравитационного поля Луны, количество агрегатов составит 3000 шт.

Второй путь, на наш взгляд более предпочтительный – использование статической пространственной системы в виде «положенной» на одну из граней правильной 3-х гранной призмы на лунную поверхность при ориентации ребер в направлении «север-юг». Рабочими «солнечными» поверхностями являются две наклонные грани, с углом 60° между ними («западная» и «восточная»), представляющие из себя пленочные СБ, натянутые на «Л» образные опоры (как это сделано, например, в проекте орбитальной солнечно-микроволновой станции SPS-2000, разработанном в Японии). Мощность такой СБ практически постоянна в течение всего дня (колебания не более $\pm 6\%$ от среднедневной за 14 суток).

Потребная длина «границ» для получения максимальной мощности 400 МВт эл. составят при размере (длине) опоры 300 м ~ 10 км в направлении «север-юг», что вполне приемлемо с учетом общего масштаба площади лунного комплекса (ЭИК – 20×20 км, заводы №1-6, жилкомплекс и космодром). Опоры могут выполняться в виде самораскладных ферм, верхнее горизонтальное ребро – из троса, а СБ – из параллельных лент шириной 0,5 м и длиной 600 м. Хотя общая масса такой системы может оказаться и несколько выше, чем для плоской горизонтальной СБ, преимущества выдачи полной и постоянной мощности прямо «с восходом Солнца» практически без простоя всех технологических цепочек заводов ЛБ в течение дня достаточно заманчивы.

Таким образом, централизованная СБ-электростанция строится в два этапа. На первом – с мощностью 100 МВт – на основе привозных СБ и раскладных ферм. Длина Л-образной структуры в направлении север-юг ~ 2,5 км. Дальнейшее постепенное наращивание мощности до 400 МВт осуществляется за счет использования СБ, изготовленных на оборудовании завода №4 и достройки «энергетического ангара» до длины 10 км. Особенностью такой ЭС является использование ее в период создания ЭИК'а как технологической ЭС собственных нужд, а после окончания монтажа ЭИК'а – как штатной ЭС питания задающих генераторов ФАР – клистронов, с необходимостью сохранения электроснабжения жилкомплекса, космодрома и части парка луноходов. Предполагается, что потребности в электроэнергии на этапе эксплуатации демонстрационной ЛЭС будут меньше, чем при ее строительстве, в т.ч. за счет сокращения темпа доставки грузов с Земли, а также, возможно, и сокращения численности персонала.

Параметры (качество) электропитания по типу тока и напряжению должны определяться позже.

Сегодня можно допустить, что исходное напряжение на выходе СБ пленочного типа ~ 1,0 кВ (такое напряжение принято в проекте SPS-2000). Оно ~ в 10 раз ниже потребностей силового питания клистронов по напряжению (10 кВ). Необходимую мощность катодного питания можно оценить ~ в 5% от основного т.е. ~ 20 МВт при низком напряжении – вольты – десятки вольт. Что касается электроснабжения заводов, то здесь необходимо предусмотреть значительное разнообразие потребителей: от низковольтных сильноточных линий электролизеров (воды, KF, SiF₄) постоянного тока до, возможно, асинхронных электродвигателей привода раз-

личных технологических агрегатов. На космодроме при перекачке кислорода понадобятся высокооборотные электродвигатели для привода насосов системы криостатирования, скоростной заправки кислородом баков лунных ракет на стартовой позиции, а также двигателей подъемно-транспортного оборудования.

Скорее всего, на выходе ЭС будет ряд систем преобразования, обеспечивающих различные запросы потребителей, а также разветвленная кабельная сеть по всей «территории» (???) лунной базы.

Если говорить о первоначальном минимальном «пусковом» грузе с Земли, то это ~ 300 т («пусковая» СБ, несколько модулей жилблока, «разъездной» луноход и ампулизирующая ракета аварийного возвращения на землю с ЖРД на стабильных топливах (N₂O₄+НДМГ или перекись водорода + керосин).

3.2 Космодром

В полностью развернутом виде ЭИК должен находиться вблизи экватора (на расстоянии ~ 10-15 км, например к северу). Космодром, располагаемый на экваторе позволяет (при наличии соответствующей численности парка ЛР и необходимого запаса ракетного топлива, где определяющим является запас криогенного кислорода) обеспечить пуски ЛР с товарным топливом при необходимости с максимальным темпом – через ~ 2 часа на экваториальную орбиту. При 6-ти ЛР это соответствует грузопотоку ~ 360 т/сутки (!!!). В принципе размещение космодрома на экваторе допускает и полярные пуски (с наклоном $i = 90^\circ$). Это позволит осуществлять заправку полярной лунной накопительной станции с темпом пусков 14 суток. Выбор координат космодрома по отношению к центру ЭИК'а и солнечно-батареиной централизованной электростанции, а также направления пусковых трасс ЛР должны гарантировать непопадание на них продуктов истечения газовых струй маршевых ДУ ЛР, имеющих в своем составе значительную долю твердой конденсированной фазы (SiO₂ для кислород-кремниевых двигателей и Al₂O₃ для кислород-алюминиевых двигателей соответственно).

Для снижения пылеобразования от реголита при работающей ДУ в месте взлета и посадки желательна поверхность неохлаждаемой взлетно – посадочной площадки «остекловать» путем расплавления верхнего слоя реголита. Это возможно сделать например с помощью подвижной солнечной печи со степенью концен-

трации солнечных лучей, обеспечивающих получение температур в фокальной зоне до 2500°С. Возможно также использование излучения клистрона, лазера, либо пучка электронов.

Баки топливозохранилища желателен разместить в заглубленной зоне с легкой «зеркальной» крышей. Хранение порошкообразных горючих (Si и Al) с тепловой точки зрения проблем не вызывает. Возможно, придется производить лишь периодическое вибрационное воздействие и предусмотреть механические мешалки. Хранение криогенного кислорода в заглубленных баках при наличии активной системы термостатирования в баках с достаточно мощной пассивной теплозащитой при наличии рефрижераторов, также проблем не вызывает. Наиболее реальным представляется использование не сферических, а цилиндрических баков, унифицированных, например, с кислородными баками ЛР (d 4,5 м × 10 м). Общий объем баков должен гарантировать быструю заправку 3-х – 4-х ЛР. Количество баков – 4 шт. (сухой массой по ~ 6 т). Общая масса ~ 24 т.

Перекачка кислорода в ЛР ведется с помощью насосного агрегата с электроприводом. Доставка кислорода и порошкообразных горючих с топливного завода (завод №2) осуществляется танкерами – луноходами.

Состав оборудования космодрома должен предусматривать возможность работы его и в ночных условиях, где естественная освещенность от Земли примерно в 40 раз выше, чем на Земле от Луны в полнолуние. Однако в принципе возможно применение и искусственного локального освещения с мачт (лампами и/или лазерами).

Общая масса доставляемого с Земли космодромного оборудования ~ 100 т.

3.3. Жилой комплекс

Развертывание системы возможно только при высоком уровне роботизации. В соответствии с этим на основании различных оценок численность персонала базы в начале развертывания составит 8 чел, в конце – 24 чел (в среднем 16 человек). Продолжительность вахты 2 года. Удельная масса элементов жилого комплекса на 1 чел ~ 2 т, расход элементов СЖО 1 т/чел год (по-видимому с запасом, т.к. значительная доля кислорода в составе расходуемых элементов получается «даром» из топливного кислорода). Потребная энергетика – 250 кВт (днем). «Ночная» энергетика обес-

печивается кислород-водородными топливными элементами (ЭХГ). Радиационная защита персонала от галактического излучения и солнечных вспышек обеспечивается слоем насыпного реголита.

Более подробное обоснование инфраструктуры «непроизводственной» части ЛБ включая структуру и численность парка налунных транспортных средств – луноходов, предполагается произвести на последующих стадиях.

Глава 4. Состав и функционирование заводов лунной базы. Продолжительность изготовления деталей и монтажа ЭИК

Лунная производственная база (ЛПБ) состоит из ряда отдельных производств (в дальнейшем называемых заводами). Задача ЛПБ – обеспечить выпуск лунного топлива и главных элементов энергоизлучающего комплекса (ЭИК'а) – радиоизлучающих антенных лент, опор, волноводов и кабелей, а также обеспечить их монтаж на подготовленном участке лунной поверхности. ЛПБ широко автоматизирована и роботизирована, но предусматривает участие (присутствие) персонала.

Структура базы дана на рис. 21, там же показано взаимодействие заводов и потоков сырья.

Завод №1 – типичное горнодобывающее производство с обогатительной фабрикой и транспортом – самосвалами-луноходами (при небольших дальностях от карьера до завода № 1 не исключена доставка реголита скреперами). Продукция завода – ильменит (FeTiO₃) и "хвосты" – необогащенный реголит с изъятым из него ильменитом. Ильменит поступает на завод №3, "хвосты" – на завод №2.

Не исключено применение агломерационной фабрики, в случае необходимости получения более крупного окомкованного сырья. В качестве грунтодобывающих машин применяются экскаваторы, при доставке – самосвалы с автономным бортовым энергообеспечением. Масштаб выемки реголита из карьера ~ 990 тыс. т. (для обеспечения выхода железа 30 тыс. т. и в предположении 100% выхода железа, доля которого в ильмените 36%, потребная масса товарного ильменита равна ~ 85 тыс. т).

Доля ильменита в реголите различна – до 9%, тогда общая выработка реголита должна составлять ~ 945 тыс. т – принято 950 тыс. т).

При оценке абсолютных масс экскаватора и лунных самосвалов воспользуемся земными и "лунными" аналогами (в части параметров шасси и энергопотребления). Так, разработанный в Австралии экскаватор с емкостью ковша 300 т обеспечивает темп погрузки – 3 минуты, при общей массе 3000 т и мощности энергопривода 3000 кВт. Типичный жизненный цикл таких машин составляет несколько десятков лет (с профилактикой, ремонтом и частичной заменой деталей). Производительность такого агрегата ~ 52 млн. т/год. Предполагая, что на ЛПБ экскаватор будет работать только в дневное время (хотя в принципе работа ночью возможна по условиям освещенности – от Земли, которая почти в 30 раз выше, чем на Земле в полнолуние и допустима для карьерных работ). В этом случае (при дневной работе) производительность экскаватора составит 475 тыс. т/год при 2-х годичной выемке.

Соответствующие параметры для "лунного" экскаватора составят: мощность 56 т и масса 56 т.

Доставка сырья на обоганительную фабрику и железодельный завод (в составе завода №3) производится по неподготовленной трассе протяженностью 10 км. Самосвалы имеют грузоподъемность 40 т грунта (~ 25 м³) и при полной загрузке имеют массу ~ 60 т. (Соотношение массы груза к массе конструкции самосвала близко обычному 2:1, что, кстати, близко и к удельным параметрам лунохода "Ровер" экспедиций "Аполлон" 14, 15, 16). При полной массе "Ровера" 720 кг, масса шасси ~ 210 кг, его ходовые электродвигатели в составе мотор-колес, имея общую мощность 720 Вт, обеспечивали расчетную скорость 14 км/ч, а на отдельных участках достигалось до 18 км/ч.

При такой же удельной энерговооруженности, как на "Ровере" – 1 кВт/т потребная мощность электродвигателей самосвала составит 60 кВт, а характерная продолжительность двухстороннего рейса ~ 2 часа. Суточная производительность самосвала 480 т. Энергопитание осуществляется от электрохимических генераторов (ЭХГ), работающих на криогенных Н₂+О₂. Производство криогенных Н₂ и О₂ осуществляется из буферной воды на централизованной электростанции, использующей СБ днем. Она также производит в электролизерах Н₂ и О₂ и для других потребителей, в т. числе ночных, например, СЖО жилкомплекса. Один самосвал

за 14-суточный дневной цикл расходует до 5,5 т компонентов. (0,6 т Н₂ и 4,9 т – О₂), размещенных в баках общей массой ~ 1,5 т при диаметрах бака Н₂ ~ 2,9 м и О₂ – 2 м, что конструктивно вполне приемлемо. Учитывая среднюю массу (за 14 сут.) топлива в баках ~ 3,5 т, реальная суточная производительность самосвала составит ~ 440 т.

Оценим численность парка при потребной годовой производительности карьера 425 тыс. т/год и суточной 2400 т/сут.

Общее потребное количество самосвалов в парке – 6 шт. Мощность стационарных СБ на централизованной станции топливозаправки, только для обслуживания транспортировки грунта (сырья) составит ~ 720 кВт при запасе буферной воды 33 т. При уд. массе СБ, доставленных с Земли для быстрого задействования транспортной инфраструктуры ~ 8 кг/кВт эл, что дает общую массу СБ ~ 5,3 т, массе электролизеров 8,5 т, рефрижераторов О₂ и Н₂ 8,5 т. Таким образом общая масса 6-ти самосвалов и обслуживающих систем обеспечения топливозаправки (включая ~ 10 т систем управления) составит ~ 170 т (из них собственно самосвалы 120 т).

Как будет показано ниже при анализе структуры завода №7 (монтаж ЭИК'а) он должен обслуживаться монтажными луноходами-комбайнами в количестве 5 шт. Учитывая, что монтаж будет осуществляться как последняя, завершающая операция, когда все необходимое сырье будет уже добыто и переработано и самосвалы выполнят свою задачу, следует подумать о возможности унификации требований к самосвалам и к комбайнам (по крайней мере в части использования систем движения, чтобы использовать их в комбайне). И самосвал и комбайн имеют близкие энергомассовые характеристики. Масса – по 60 т, мощность всех электродвигателей мотор-колес 60 кВт.

Что касается установки магнитного обогащения то она принята без обоснования по массе в 20 т.

Таким образом, общая масса агрегатов завода №1, включая обеспечивающую его долю в центральной электростанции, составит 190 т, из которых, в случае проведения унификации тележек самосвала завода №1 и комбайна завода №7 до 120 т могут быть "сэкономлены".

Итак, хотя следующим по технологическому циклу должен бы стать железодельный завод по производству железа и фольги из нее, но учитывая важность проблемы космической транспорти-

ровки грузов (в первую очередь оборудования для всех технологических процессов), перейдем к топливному заводу.

Топливный завод (завод №2 по принятой выше классификации) – типичное многопрофильное крупнотоннажное производство компонентов топлива для космических ракетных двигателей – окислителя – криогенного кислорода, и порошкообразных горючих – кремния и алюминия, которые в принципе позволяют получить скорости истечения – 2,5 км/с (удельный импульс тяги $I_{уд} \approx 250$ с) (рис. 22).

Масштаб производства здесь на порядок выше, чем на заводе №3, где перерабатывается ильменит ~ 850 тыс. т и 85 тыс. т соответственно. Завод имеет ключевое значение. Нет топлива – нет завода оборудования. Все останавливается.

В соответствии с принятой концепцией «демонстрационная станция (ЛЭС) или должна быть построена быстро – за 5-10 лет, или она не будет построена никогда (т.к. уже никому не понадобится)» принята и технология переработки – из сырья извлекаются только три вещества O_2 , Si и Al, большая часть которых и будет использована как топливо. Использование же Al и Si как электротехнических материалов ЭИК'а незначительно. А вот другие, ценные, содержащиеся в реголите вещества даже в значительных количествах, соизмеримых с долей алюминия, например, магний и кальций, вполне пригодные в принципе, для использования и в составе топлива (горючее) и как конструкционные материалы, ради упрощения производственного цикла предполагается не извлекать, а "безжалостно" отправлять "в отходы" (в отвалы). Но даже и в этом случае технологию производств на топливном заводе нельзя назвать простой.

Ввиду приоритетности извлечения кислорода, содержание которого в реголите максимально (до 42-44%), и тип и все параметры технологических процессов на заводе №2 выбираются "под кислород". При такой постановке наиболее предпочтительными будут сравнительно низкотемпературные процессы извлечения кислорода, особенно, если они позволят извлекать и кремний и алюминий. Таким процессом является фторирование первичного сырья при умеренных температурах (до 650-700°C). Это типично химический метод. Другие методы, например пиролизный (термический), хотя и не требует применения фтора (достаточно агрессивного реагента, кстати отсутствующего в сырье), но требует

весьма высоких температур – 2800°C, что ставит большие проблемы обеспечения стойкости аппаратуры. Имеется и электрохимический метод – электролиз расплавленного реголита, хотя и с более низкой температурой ~ 1500°C, но сохраняющий проблемы стойкости футеровки стенки электролизера и значительного угара электродов.

Принятый химический способ предполагает обработку реголита ("хвостов") газообразным сухим фтором при умеренных температурах, (600°C) и давлении в 1 атм, позволяющих использовать в химических реакторах в качестве материалов никель, медь и плавленную двуокись кремния (которая, как будет видно ниже), сможет использоваться, в составе солнечных печей – существенно сокращающих потребление электроэнергии для нагрева, а также для пенокремнеземных СВЧ-волноводов.

При обработке реголита фтором затраты F_2 , доставляемого с Земли составляют 0,9 кг на 1 кг реголита, что обеспечивает выход ~ 40% кислорода (т.е. 16-17% от массы реголита). Фтор, используемый по замкнутой схеме, возвращается в цикл. Доставка фтора с Земли ведется в виде твердых соединений, гораздо более удобных для перевозки в транспортных космических кораблях, чем, например сильно токсичный и агрессивный жидкий криогенный фтор. Практически может быть использован KF, где кроме фтора используется и второй компонент – калий.

Рассмотрим технологию производства O_2 , Si и Al (рис. 22).

Путем электролиза привезенного с Земли KF при температуре ~ 670°C и энергозатратах 10 кВт ч на кг KF он разлагается на металлический калий, используемый позже, и газообразный фтор, который собственно и начинает процесс обработки реголита (фторирование). В результате образуются газообразные O_2 и SiF_4 (четырёхфтористый кремний), а также смесь твердых фторидов алюминия, магния, кальция и др. с небольшим количеством фторидов железа и титана, не полностью извлеченных из реголита на заводе №1 в процессе обогащения.

Газообразная, относительно высокотемпературная смесь O_2 и SiF_4 сразу же удаляется из химического реактора. После охлаждения до – 77°C из смеси легко (например, в циклоне) отделяется затвердевший SiF_4 , а чистый O_2 охлаждается до – 178°C, ожижается и направляется в термостатируемый бак-хранилище на космодроме как готовый товарный окислитель двигателей ЛР и ЭРД МБ. Затем производится подогрев SiF_4 до 300°C после чего он на-

правляется в электролизер и с энергозатратами кВт ч на 1 кг реголита разлагается на кремний, получаемый в виде порошка (являющегося готовым товарным горючим двухкомпонентного топлива $O_2 + Si$) (ЖРД ЛР) и газообразный фтор, возвращаемый в замкнутый цикл к началу процесса.

Металлический калий, полученный ранее после электролиза KF при температуре $500^\circ C$, добавляется к смеси твердых фторидов, образовавшихся после фторирования реголита и отделения O_2 и SiF_4 . При этом получается металлический расплавленный алюминий, который может быть распылен непосредственно в вакуум для получения готового порошкового товарного алюминия – горючего двухкомпонентного топлива $O_2 + Al$. (Предпочтительнее, правда, периодически выпускать его в замкнутую емкость для повторного использования распыляющего газа, например, азота, извлекаемого тоже из реголита.) В случае высокой степени отделения $FeTiO_3$ из реголита, в твердом остатке сохранятся ряд фторидов (Na, Ca и др). В случае же большого процента неотделенного ильменита, выделение дополнительно чистого алюминия из постепенно охлаждаемого алюминида железа происходит путем первоначального затвердевания алюминида. Затем отделяется жидкий алюминий при температуре $700^\circ C$, который также может быть распылен до твердого порошка – горючего.

Хранение порошкообразных кремния и алюминия в глубоком вакууме Луны возможно в негерметизированных контейнерах, поскольку, в отличие от условий на Земле, здесь исключено появление оксидной пленки на частицах горючего, затрудняющих процесс их воспламенения в камере сгорания ЖРД ЛР.

В баках ЛР порошкообразное горючее находится под давлением нейтрального газа наддува, например для реализации системы подачи в камеру типа "шнековый насос + эжектор".

Для обработки 1 кг реголита требуется:

0,9 кг фтора;

1,8 кг калия (из 2,7 кг KF);

11 кВт ч электроэнергии;

печь с температурой нагрева $\sim 670^\circ C$ (электрическая или солнечная);

холодильная установка с нижним уровнем температур – $178^\circ C$;

электролитическая ванна (электролизер) для проведения электролиза расплавленного KF.

Особенность такого крупнотоннажного химического производства с суммарным расходом сырья 850 тыс. т (производительность 850 тыс. т/год при двухлетней работе с учетом ночных перерывов) – большой расход оборотного фтора. Запас фтора, привозимый с Земли ~ 200 т (в виде KF массой ~ 600 т). Реальный секундный расход фтора составит ~ 25 кг/с. При абсолютной утечке 100 т и 10 т темп утечки фтора составят ~ 3 г/с и 0,9 г/с соответственно, а относительные утечки – сотые и тысячные доли процента. Однако в промышленности многие проблемы устранения утечек газа уже успешно решены. Так, в атомной промышленности при газодиффузионной технологии разделения изотопов ^{235}U и ^{238}U с использованием весьма токсичного и агрессивного шестифтористого урана, работа многочисленных компрессоров продолжается по многу лет практически без утечек за счет высокой техники герметизации уплотнений. Таким образом и проблема утечек фтора при производстве лунного топлива химическим способом будет, безусловно, решена.

При производстве кремния достаточно велики затраты тепловой энергии. Определенный интерес может представить химический реактор, где нагрев осуществляется концентрированным излучением Солнца.

Химический реактор, предлагаемый автором для получения кислорода и четырехфтористого кремния состоит из следующих основных агрегатов и систем:

Солнечная печь для нагрева теплоприемника с находящимися в нем реагентами (реголитом и фтором) (рис. 23).

Теплоприемник (рис. 24).

Система загрузки реголита и выгрузки твердых остатков (фторидов Al, Fe, Ti, Ca, Mg).

Система подачи сухого подогретого фтора.

Общие вспомогательные системы: трубопроводы, компрессора, холодильники, теплообменники.

Химический реактор – теплоприемник предназначен для проведения собственно реакции фторирования путем продувки горячего сухого газообразного фтора через слой реголита, нагреваемой солнечными лучами сквозь кварцевую поверхность.

Конструктивно реактор выполнен в виде двух концентрических труб – сплошной внешней, кварцевой через которую осуществляется нагрев реголита Солнцем и внутренней – перфорированной, никелевой – стойких к фтору.

Твердый насыпной реагент – реголит размещен в кольцевом пространстве между трубами. Подача фтора осуществляется с одного конца внутренней трубы; радиальный выход фтора в зону реголита – через перфорацию. Выход газообразных продуктов реакции осуществляется через противоположный конец трубы.

Собственно солнечная печь состоит из:

1. Параболо-цилиндрического поворотного зеркала, горизонтальная ось которого параллельная направлению "север-юг". Зеркало снабжено исполнительными органами для поворота его вокруг оси в пределах изменения угла места Солнца – от 0° до 180° , а также системой слежения за Солнцем. Зеркало предназначено для фокусировки лучей на теплоприемнике с определенной степенью концентрации с целью получения необходимой температуры реагирующего реголита в реакторе.

Внешняя – кварцевая – труба имеет диаметр 200×180 мм (толщина стенки $\delta = 10$ мм) при длине 8 м (возможно применение промежуточных опор).

Внутренняя труба $d 60 \times 50$ длиной 8,5 м, выполненная из наиболее стойкого в среде сухого фтора материала – никеля, имеет по длине 8 м перфорацию для радиальной подачи фтора в межтрубное пространство с реголитом.

Для интенсификации процесса предусмотрено механическое перемешивание реголита, для чего внутренняя поверхность внешней трубы и внешняя поверхность внутренней имеют продольные сплошные выступы на всей длине, а обе трубы имеют оппозитное вращение от независимых электроприводов.

Может потребоваться также (после модельных экспериментов) система дополнительного подогрева фтора, выходящего из электролизной ванны, где он отделяется от калия, при начальной температуре $\approx 600^\circ\text{C}$, перед подачей в центральную трубу. Система выполняется в виде газо-жидкостного теплообменника, где в качестве жидкости используются, например, жидкий калий, либо ртуть.

Имеются также системы загрузки и выгрузки реголита после тепловой обработки фтором, а также система перекачивающих насосов и система отвода газообразных продуктов реакции (O_2 и SiF_4). Они подробно не проработаны и не показаны на схемах.

Система функционирует следующим образом:

Производится загрузка рабочего кольцевого пространства реголитом. Загрузочный конец герметизируется.

Из работающего калий-фторидного электролизера (или из ре-сивера) горячий сухой фтор поступает сначала в центральную трубу, где после прохода через перфорацию и радиальную выхода в реголит обеспечивает процесс высвобождения кислорода и четырехфтористого кремния. При этом, в основном реакция осуществляется в тонком кольцевом слое, прилегающем к внешней поверхности внутренней трубы. По мере движения фтора по радиусу в реголите температура и, соответственно, эффективность (скорость) реакций снижается, поэтому желательна перемешивание.

Одновременно с загрузкой реголита производится наведение зеркала на Солнце и, соответственно, фокусировка отраженных лучей на мидель кварцевой трубы. Кварц, имеющий высокий коэффициент пропускания в оптическом диапазоне солнечного излучения, допускает быстрый прогрев внешнего слоя реголита до $\sim 600^\circ\text{C}$, после чего начинается прогрев внутренних более холодных слоев реголита. Таким образом ускорение химических реакций в системе "сыпучее твердое тело – газ" достигается благодаря использованию всех трех механизмов передачи тепла: лучистого нагрева внешних слоев реголита, прошедшими сквозь кварцевую стенку лучами Солнца, теплопроводности слоя реголита и конвективному нагреву части холодного реголита горячим фтором во внутреннем слое реголита у никелевой трубы.

При вращении зеркала (13 град/сут) за Солнцем, что приводит к освещению только $\sim 50\%$ поверхности внешней трубы, обращенной к зеркалу предусмотрено более интенсивное вращение внешней трубы и оппозитное – внутренней со скоростями порядка оборота в минуту.

С целью предотвращения истирания ее острыми "абразивными" зернами внутренней поверхности, она сделана рифленой. С этой же целью "рифленка" (продольные ребра малой высоты – 1-2 мм) нанесена и на внешнюю "истирающуюся" поверхность внутренне никелевой трубы. При этом внешний и внутренний слой реголитадвигающиеся в противоположных направлениях передают тепло от более высокотемпературного слоя к слою с меньшей температурой. Это усиливает теплообмен.

В качестве средства дополнительной интенсификации предусмотрено вращение вместе с внутренней трубой расположенных на ней радиальных лопаток (лопастей).

Можно ожидать что процесс фторирования и получения готовых газообразных продуктов O_2 и SiF_4 , которые и являются пер-

вым этапом процесса получения топлива $O_2 + Si$, а также получения твердых фторидов, пройдет достаточно быстро.

Оценки показали, что потребная мощность непрерывного нагрева реголита с расходом 850 тыс. т/год (27 кг/с) от 200°C в открытом бункере в полдень до ~ 650°C, рекомендуемых для эффективного хода реакции фторирования, при средней теплоемкости реголита 0,2 ккал/кг град. составит ~ 9 МВт тепл. После достижения на поверхности слоя реголита под кварцем температуры ~ 870 К (~ 600°C), нагретый реголит сам начинает излучать в ИК диапазоне при длине волны ~ 3,5 мкм. В этом случае кварцевая стенка, хорошо пропускающая солнечный свет с наиболее интенсивным излучением при $\lambda = 0,5$ мкм, резко снижает коэффициент пропуска (с ~ 0,95 при $\lambda = 0,5$ мкм до 0,3 при $\lambda = 3,5$ мкм) (рис. 25).

Предварительные оценки показали, что основные массы оборудования и электропотребления, заложены в систему многократного электролиза KF. При расходе реголита 850 тыс. т/год и энерго (электро) – емкости 10 кВт ч на 1 кг реголита потребная мощность электропитания электролизера KF составит ~ 100 МВт, а масса электролизера – не менее 5 тыс. т, электропотребление оживителя кислорода ~ 4 МВт при массе оживителя (рефрижератора) 100 т. Масса всех зеркальных печей (~ 100 шт) – 30 т.

Таким образом: масса (при двухгодичном календарном сроке переработки всего реголита) оборудования – 5500 т, мощность электропотребления – 110 МВт.

Учитывая, что масса потребного оборудования оказалась чрезвычайно высокой (за счет массы электролизеров KF), почти вдвое большей, чем масса всех остальных заводов, как это будет видно из дальнейшего, можно снизить эту величину, приняв большее время переработки сырья, что снизит секундный расход реголита и, соответственно, фтора и KF. В первом приближении можно считать массу электролизеров пропорциональной секунднему расходу (или, что одно и то же – годовой производительности). Принятое выше время переработки 1 год. Фактически с ночными перерывами это 2 календарных года. Таким образом, если увеличить время выработки топлива до 4-х календарных лет и 6-ти, то результаты окажутся гораздо более приемлемыми по массе оборудования: 2750 т и 1830 т, а по мощности электропитания 55 МВт и 27 МВт соответственно.

В заключение напомним, что главная цель настоящей главы – конкретизировать технологические цепочки топливного завода и приближенно определить масштаб достижимого выхода топлива при заданном объеме переработки первичного сырья. Этот выход определяется суммарным объемом выпуска товарного железа на заводе №3. Конечная же цель – оценить возможности кораблей транспортной системы по доставке на полученном топливе оборудования всех остальных заводов и промышленных зон лунного производственного комплекса.

Помимо топлива для лунной ракеты, в случае использования топливной пары алюминий-кислород, необходимо предусмотреть производство до 10 тыс. т электротехнического алюминия для кабелей электропитания всех заводов, космодрома и жилой зоны, а также коммутирующих элементов на поверхности радиоизлучающей антенной ленты. Подробная проработка конструкции электролизера для получения сверхчистого электролитического алюминия, а также прокатного производства самих кабельных жил, не проводилась, однако при таких малых масштабах массы их, по видимому, невелики.

Оценим возможный масштаб (массу) наработки лунного топлива при различных предпосылках о глубине переработки исходного сырья (имеется в виду процент выхода готовой продукции от теоретически возможного). Учтем также, что, помимо идеального случая использования сырья, когда созданы оба двигателя ЛР (и кислород-алюминиевый, и кислород-кремниевый) вполне реальным может оказаться вариант с двигателем только на одном из горючих. И наконец, учитывая конкретную эффективность транспортной системы ($M_{лт}/M_{гр} = 6$), оценим окончательный располагаемый диапазон масс доставляемого на Луну оборудования заводов и жилого комплекса.

Так, при полном использовании сырья (850 тыс. т) и 100%ном выходе всех компонентов, предельная, теоретическая масса лунного топлива составила бы 570 тыс. т, в том числе 350 тыс. т кислорода, а грузопоток на Луну – 96 тыс. т при использовании двигателей на обоих горючих. При создании только двигателя на топливе кислород-кремний и 40%ном выходе кислорода выработка топлива составит примерно 245 тыс. т, а грузопоток на Луну – 40 тыс. т. При аналогичном выходе кислорода и использовании только двигателя на горючем кислород-алюминий, выработка топлива составит 145 тыс. т, а грузопоток на Луну – 25 тыс. т.

В случае применения для доставки персонала одноступенчатых лунных ракет с более надежными и безопасными кислород-метановыми ЖРД, при схеме «метан – с Земли, кислород – с Луны», затраты лунного кислорода для пилотируемых ракет составят менее 20% от общей добычи кислород-алюминиевого топлива.

Рассмотренный в качестве примера вариант (рис. 26) производства компонентов лунного топлива химическим способом, обладающим одним несомненным преимуществом – низкой температурой процесса, не следует, однако, считать единственно возможным. Недостатками его, помимо необходимости завозить с Земли «пусковой» фтор и калий и в дальнейшем компенсировать их потери, являются значительные затраты электроэнергии на многократный электролиз KF. Это неизбежно потребует значительной мощности электропитания и, соответственно, приведет к росту массы привозной электростанции на СБ. Снижение массы СБ даже при химическом способе возможно путем продления срока развертывания. В то же время не исключено использование иных, высокотемпературных, технологий получения топлива (например, электролизной и пиролизной), где суммарная масса оборудования и СБ может оказаться ниже, чем для «химического» варианта.

Опыт и достижения последних лет в области ракетного двигателестроения и атомной энергетики, где, в частности, освоено охлаждение высокотемпературными жидкометаллическими теплоносителями, позволяет надеяться, что и для этих технологий проблема охлаждения также будет решена.

И, наконец, не следует пренебрегать и более экзотическим способом выведения грузов с Луны на окололунную орбиту, предлагавшимся еще 25 лет назад – с использованием электромагнитной пушки. Это позволит существенно (примерно в 3 раза) снизить потребное производство топлива для лунных ракет.

Итак, оценки показывают: возможна доставка на поверхность Луны 25 – 45 тыс. т грузов, что заведомо выше, чем масса потребного оборудования в любом из вариантов. Таким образом, подтверждается возможность самообеспечения транспортной системы при создании демонстрационной ЛЭС.

Завод №3 – типичное металлургическое производство по выплавке железа из ильменита, получению железных слитков – заго-

товок и прокатке из них железной ленты до размеров $0,00001 \times 0,5 \times 16000$ м. Извлечение Fe ведется с помощью H_2 .

В качестве отходов при извлечении железа из ильменита получаются двуокись титана и пары воды. Обработка ильменита ведется в вертикальных химических реакторах (рис. 27) при продувке снизу струей водорода. Реактор засыпается ильменитом сверху через герметизируемый колошник. При расходе сырья ~ 11 т ильменита, и мощности питания электроподогревателя 5000 кВт может быть получено до 3500 т железа в год с одного агрегата. Скорость прокачки водорода при температуре реактора до 900°C – 60 м/с при давлении до 1 атм.

Пары воды разлагаются в электролизере, где полученный газообразный водород вместе с непрореагировавшим водородом из реактора возвращаются к началу процесса (по водороду цикл полностью замкнут).

Грубая оценка массы такого реактора объемом 7 м³ дает 6 т (с учетом массы "традиционного" электронагревателя на 5000 кВт). Вопрос о возможности использования прямого солнечного нагрева (солнечная печь, типа рассмотренной для завода №2), требует отдельного анализа, т.к. выявилось много достаточно сложных проблем. Это предполагается сделать в дальнейшем.

Реально при работе с электрическим источником для питания такого нагревателя, имеющего 14-ти суточные ночные перерывы, годовая производительность реактора "по железу" составит 1750 т/год.

Если ограничить продолжительность полного времени переработки сырья величиной 2 года, что не помешает после выпуска первых же тонн сырья и готового железа сразу же запустить их в дальнейшее производство; требуемое количество реакторов составит 8 шт.

Тогда суммарная масса всех реакторов – 48 т (округленно – 50 т), а мощность электропитания 40000 кВт. Дополнительные затраты на электролиз полученной воды для возврата в замкнутую систему водорода невелики – по 500 кВт на реактор, а всего – 4000 кВт. Заметим, что указанная мощность, хотя и кажется значительной, на самом деле по сравнению с предполагаемым производством СБ на мощность 40 миллионов кВт совершенно ничтожно. Твердым полуфабрикатом этого этапа в реакторе является смесь губчатого железа и двуокиси титана, извлекаемая из его нижней

части. В данном процессе двуокись титана – побочный продукт (отход), который сбрасывается в отвал.

Разделение железа и двуокиси титана может быть осуществлено по крайней мере двумя способами:

Если в процессе реакции произошло спекание обоих продуктов: Fe и TiO_2 , то сначала производится их размол и сброс в вертикальную колонну с магнитным сепаратором, где отделяется железо от немагнитного TiO_2 .

Проводится плавка смеси, где благодаря разнице температур плавления окиси титана и чистого железа [$(T_{пл})_{TiO_2} = 2200^\circ C$, $(T_{пл})_{Fe} = 1535^\circ C$] можно отделить железо. При нагреве, например до $1700^\circ C$ железо будет хорошо расплавлено, достаточно подвижно и может быть слито через нижний слив в форме. Полученное железо разливается в формы, где масса заготовки совпадает с массой будущего готового продукта этого завода – прокатанной ленты (масса ~ 700 кг, вес 110 кг). Размер заготовки – сляба – $0,07 \times 0,5 \times 2,4$ м (рис. 28).

Сляб сначала проходит горячую прокатку (для уменьшения нагрузок на валки, клети и для снижения мощности приводного электродвигателя) на лентопрокатном многоклетьевом последовательном стане с конечной толщиной ленты 1 мм. Число клетей до 10. Скорость прокатки в первых клетях небольшая, в последних до 20 м/с.

Продолжительность прокатки первого полуфабриката с конечной толщиной $\delta = 1$ мм определяется последней клетью, где при скорости до 20 м/с и длине ленты 160 м продолжительность составляет 8 сек. Полное время прокатки составит 25 с, а с учетом перемотки в рулон – 40 с (т.е. полное время прокатки полуфабриката на непрерывном стане – 0,7 мин).

Затем рулон передается на главную, "финишную" операцию – в холодную прокатку листа до фольги минимально возможной технологической толщины $\delta = 10$ мкм (0,01 мм). Прокатка осуществляется на реверсивном одноклетьевом стане (рис. 29), где лента на каждом обжати поочередно перематывается с выходной бобины на приемную и обратно. Преимущество реверсивного стана – компактность (одна клеть), малый расход рабочих и прижимных валков.

Перед передачей ленты на завод №4 она проходит ряд операций:

пробивку сквозных отверстий диаметром ~ 1 мм на всей поверхности (с шагом 26 мм вдоль ленты и 52 мм – поперек) для последующего размещения в них двухкаскадных твердотельных усилителей и фазовращателей и вводов вибраторов четвертьволновых антенн;

пробивку отверстий для фиксации ленты на опорах (по 2 отверстия $d = 2$ мм с расстоянием между ними 480 мм;

вырубку по одной кромке ленты с шагом 110 м гнезд с выводами концов полосковых СВЧ линий для подключения к быстроразъемным соединениям на концах волноводов от СВЧ генераторов задающей частоты.

Эта операция, по-видимому наилучшим образом по быстрдействию может быть решена с помощью лазеров при последнем проходе на реверсивном прокатном стане перед намоткой рулона на приемную бобину.

Стоит заметить, что даже на реверсивном скоростном стане формирование ленты (фольги), толщиной $\delta = 10$ мкм при средней длине готовой ленты в составе энергоизлучательного комплекса 16 км и скорости прокатки 10 м/с при 8-ми проходах и относительном обжати ~ 50% продолжительность прокатки будет достаточно большой. Только один последний проход продлится 1600 с. Вся прокатка одной ленты на обоих станах займет не менее 1 часа. Прокатка же всех 40 тыс. лент при "одноручьевой" схеме займет ~ 40000 час, т.е. свыше 4,5 лет. Уже на этом технологическом этапе видна неизбежность перехода к параллельной работе нескольких прокатных пар ("ручьев") – "непрерывный стан + реверсивный стан". Вариант схемы «ручья» завода № 3 приведен на рис. 30.

Масса прокатного непрерывного стана определяется его годовой производительностью. Единичная прокатка ленты в двух последовательных станах занимает около 1 часа при массе металла 0,7 т, что соответствует производительности 6130 т/год (если бы не было ночных перерывов). Практически же один ручей обеспечивает производительность 3050 т/год. При допустимости операции прокатки всех лент в 1 год потребное количество ручьев 9,1 (принято 10 ручьев).

Оценим массу оборудования и энергопотребления.

Масса каждой прокатной пары – 26 т. При общей производительности всех 10 агрегатов 7 т/час суммарная масса станом 260 т, а мощность всех электродвигателей 900 кВт. При двухгодичном

цикле прокатки массы и мощности оборудования 140 т и 450 кВт соответственно. Учитывая затраты массы по выплавке железа 50 т и энергопотребление (электропотребление 40 МВт и дополнительные затраты на транспортировку ленты между агрегатами примем для двухгодичного цикла изготовления лент:

Масса оборудования 200 т.

Мощность энергопотребления – около 50 МВт.

Завод №4 предназначен для нанесения слоя гидрогенизированного кремния (αSiH_4) на железную ленту, что осуществляется с помощью потока силана (SiH_4), ускоренного электромагнитным или электростатическим устройствами типа ЭРД. Лента, находящаяся под вертикальными струями ЭРД протягивается с заданной постоянной скоростью с подающей на приемную бобины в горизонтальной плоскости. Изготовление антенных лент с полным энергетическим (СБ), и радиотехническим наборами элементов (ФАР) является одним из ключевых технологических процессов на ЛПБ, в значительной мере определяющим продолжительность изготовления каждой ленты, всего комплекта лент (40000 шт.) и сроки создания ЛЭС в целом. Особо важным является именно процесс напыления. Скорость напыления – главный сдерживающий фактор. Ограничения скорости напыления (по толщине) связаны с высокими требованиями к качеству и однородности напыляемого кремния, являющегося аморфной структурой. Еще около 5 лет назад верхним ограничением по скорости осаждения αSiH считалась величина $\sim 4\text{Å}/\text{с}$ (т.е. $4 \times 10^{-10}\text{м}/\text{с}$). При таких темпах время напыления слоя требуемой толщины – 1 мкм на площади $0,25\text{ м}^2$ ($0,5 \times 0,5\text{ м}$) составило бы ~ 40 минут, а всего комплекта лент ~ 800 тыс. лет (!!!). Решение – в переходе на новую технологию напыления, где скорости напыления $V_{\text{нап}}$ могут быть увеличены по крайней мере в 1000 раз, одновременную обработку на одной ленте протяженной зоны с использованием большого количества многих одновременно работающих источников, а также параллельную обработку лент на нескольких агрегатах (многоручьева схема). Такие технологии с соответствующими НОУ-ХАУ разработаны в России.

В качестве исходных данных для расчета приняты:

скорость напыления $V_{\text{нап}} \leq 2000\text{Å}/\text{с}$ ($2 \times 10^{-7}\text{м}/\text{с}$);

энергия единичной частицы $\sim E = 30\text{ эВ}$ (эта величина является компромиссом между ограничением снизу $E_{\text{мин}} = 10\text{ эВ}$, связан-

ным с низкой адгезией напыляемых частиц с поверхностью железа, и ограничением сверху – $E_{\text{макс}} = 100\text{ эВ}$, где начинается саморазрушение уже осажденного слоя);

молекулярный вес слоя (SiH_4) $\mu = 30$;

плотность энергии (при условиях электрического разгона струи) менее $60\text{ кВт}/\text{м}^2$. Это соответствует разогреву ленты до температуры $\sim 600^\circ\text{C}$ (с учетом начальной температуры самой ленты в солнечный полдень 200°C), и обеспечивает заметный запас по температуре (температура плавления кремния $\sim 1440^\circ\text{C}$);

толщина напыленного слоя $\delta_{\text{Si}} = 1\text{ мкм} = 10^{-6}\text{м}$;

ширина ленты $b = 0,5\text{ м}$;

средняя длина ленты $l = 16\text{ км}$;

пролет между подающей и приемной бобины (зона напыления) – 20 м ;

КПД напыляющего устройства (типа ЭРД) – $\eta = 0,5$;

ограничение на мощность единичного ЭРД, «обслуживающего квадратный участок ленты длиной $0,5\text{ м}$ (площадь $0,5 \times 0,5 = 0,25\text{ м}^2$) до 50 кВт в ЭРД;

Число ЭРД в единичном агрегате вдоль ленты – 40 шт.

При таких исходных данных выявилось, что скорость истечения – $V = 14\text{ км}/\text{с}$ (что соответствует удельному импульсу ЭРД $I_{\text{уд}} \approx 1400\text{ с}$).

Секундный расход силана – $7,8 \times 10^{-5}\text{ кг}/\text{с}$.

Время напыления $t \approx 9\text{ с}$.

Скорость напыления $V_{\text{нап}} = 1,1 \times 10^{-7}\text{ м}/\text{с}$ (в пределах заданной $V_{\text{нап}} < 2 \times 10^{-7}\text{ м}/\text{с}$).

Потребная скорость протяжки ленты $V_{\text{ленты}} = 2,2\text{ м}/\text{с}$.

Полное время напыления ленты $t_{\text{нап}} = 2\text{ часа}$.

Мощность электропитания единичного ЭРД $N_{\text{эрд}} = 30\text{ кВт}$.

Мощность электропитания всего агрегата напыления $N_{\text{ед}} = 1200\text{ кВт}$.

Количество ЭРД в агрегате $Z_{\text{эрд}} = 40$ шт.

Тогда время обработки всего комплекта лент на одном агрегате составит $9,2$ года.

При установке 10-ти параллельно работающих агрегатов с общей мощностью $N_{\text{эл}} = 12\text{ МВт}$, время выполнения этой важнейшей технологической операции сокращается до 1 года, что вполне приемлемо.

Не касаясь вопросов нанесения остальных радиотехнических элементов на ленту, суммарная площадь которых по отношению к площади ленты невелика (до нескольких процентов), более подробно рассмотрим только возможную конструктивную схему напылительного агрегата. Агрегат должен размещаться в герметичной камере для возможности утилизации частично распыленного SiH_4 , привозимого с Земли, а потому – дорогого.

Схема агрегата дана на рис. 31.

В процессе напыления лента испытывает значительные поперечные нагрузки от действия напыляющей силовой струи. При реактивной мощности всех ЭРД – 6 МВт и скорости истечения 14 км/с, величина воздействия составит 50 кг, что в 3000 раз больше силы собственного веса участка ленты при межопорном пролете 20 м (между сматывающей и приемной бобинами). При такой нагрузке и заданном усилии разрыва ленты 250 кг (при сечении 5 мм²) лента провисла бы на 50 см. Это совершенно неприемлемо из требования строгого постоянства расстояния между источником струи и поверхностью ленты, вытекающего из условия выдерживания постоянной плотности потока в плоскости ленты. Возможным решением является размещение движущейся ленты на большом числе опорных роликов (по схеме рольганга).

Однако, более технически обоснованным представляется использование сплошной опорной, жесткой панели, одновременно решающей и проблему охлаждения ленты (практически вся кинетическая энергия струи ЭРД превращается в тепло, и равновесная температура ленты составила бы до 400 К. Опорная панель должна удовлетворять жестким и противоречивым требованиям:

обладать идеальным (с механической точки зрения качеством поверхности) для снижения трения при протяжке ленты;

изготавливаться из материала с умеренным коэффициентом трения при движении холоднокатаной железной ленты;

обеспечивать хороший теплоотвод, для чего иметь жидкостную систему охлаждения с хладагентами типа, например, эвтектики щелочных металлов, ртути, кремнийорганической жидкости или даже воды.

Естественно, система полностью замкнутая, с вынесенным радиатором, размещенном на затененном участке, или «ребром» к Солнцу.

Заготовка – рулонированная железная фольга с завода №3 поставляется на завод №4 в комплекте с 2-мя бобинами, на которые

она смотана. Предусматривается система механической раздвижки обеих бобин на расстояние ~ 25 м специальной пантографной или телескопической системами. Бобины имеют диаметр, существенно больший, чем на лентопрокатном заводе №3, поскольку на них будет наматываться уже многослойная лента с напыленным слоем, и должны быть уменьшены изгибные напряжения. Ориентировочно, диаметр бобин ~ 2 м. Бобины с раздвижным агрегатом закатываются по внутренним рельсам герметичного отсека, после чего отсек закрывается герметичными люками.

Напыление осуществляется за один проход, т.е. при однократной перемотке с одной бобины на другую.

Учитывая, что на заводе №4 будут также проводится операции нанесения радиотехнических элементов (двухкаскадных твердотельных транзисторов – усилителей, фазовращателей, собственно вибраторных антенн), общая масса завода должна учитывать и массу этого оборудования. Масса только ЭРД при мощности ~ 12 МВт составит до 12 т. Суммарная масса завода при 10 агрегатах напыления и остальных систем оценивается в 200 т, суммарное энергопотребление – 140 МВт, а полное время изготовления всех 40 тыс. лент в готовом для монтажа на поверхность Луны виде ~ 2 года.

Перед отправкой полностью готовых лент на монтажную площадку ЭИК'а, приемные бобины с лентами насаживаются на общую ось (по 15 шт. на одну ось). Общая масса системы 4,8 т (вес 0,8 т) при габарите сборки «шпульки» $d = 2 \text{ м}$; $l = 31 \text{ м}$.

И масса и габариты позволяют ее закреплять на размоточном устройстве монтажного лунохода, укладываемого сразу 15 лент.

Резюме по заводу №4:

Масса агрегатов – 200 т.

Энергопотребление – 140 МВт

Продолжительность цикла – 2 года.

Завод №5 производит пенокремнеземные волноводы, разводящие задающую частоту от клистрона до двухкаскадных твердотельных усилителей (мощностью по 28 Вт на выходе и ~ 300 мВт на входе).

Разводка волноводов от каждого клистрона представляет разветвленную сеть. Все участки волноводов располагаются прямо на грунте. Каждый клистрон имеет 128 оконечных узлов, сопрягаемых с микроволновой коммутацией на верхней поверхности ра-

диоизлучающей ленты, выполняемой в виде полосковых линий малой мощности. Мощность в конце меридионального волновода ~ 40 Вт. Эта мощность разводится на ~ 120 твердотельных усилителей, требующих на входе 200-300 мВт, что при коэффициенте усиления 100 дает на выходе 30 Вт. Мощность клистрона, оцененная в начале в 10 кВт снижена до ~ 5 кВт из-за ограничения на ширину захвата монтажного лунохода-комбайна (при скорости движения комбайна 10 км/ч трудно реализовать конструкцию с пролетом 60 м, в связи с чем целесообразно перейти на пролет ~ 30 м). Соответственно, снижается вдвое мощность.

Волноводы изготавливаются из брусков пеносиликата с пористостью 0,95 – 0,97 сечением 2 × 3 см, покрытых слоем алюминия толщиной 3-4 мкм. Поскольку каждый клистрон обслуживает площадку ЭИК'а размерами 220 м (в направлении «север – юг», определяемым шагом опор для получения провисания ленты ~ 190 мм при зазоре до грунта 100 мм) и 32 м (в направлении «восток – запад», что соответствует ширине 60-ти лент полуметровой ширины).

Характерные данные волноводов ~ 32 м, масса 1,7 кг, вес ~ 0,3 кг. Восточные и западные отсеки волноводов (по 16 м) имеют по 16 отвода – тройников для запитки подленточных участков волноводов в направлении север – юг.

Общая масса кремнезема во всех волноводах ЭИК'а ~ 18 тыс. т, масса алюминиевого покрытия пренебрежима (~ 130 т). Принято с запасом $M_{SiO_2} = 30$ тыс. т. Как видно, общая масса SiO_2 для волноводов весьма значительна. Учитывая, что доля SiO_2 в обогащенном реголите велика и составляет ~ 42%, и при условии, что будет найдена рациональная технология его полного извлечения, масса дополнительного сырья – реголита составит 72 тыс. т. Эта величина увеличивает расход исходного сырья сравнительно незначительно (примерно на 5%).

Энергозатраты на нагрев кремнезема до температуры плавления и на его расплавление сравнительно невелики и составят ~ 0,5 МДж, что при сроке изготовления 2 года, требует тепловой мощности ... 11 МВт (~ 2% от установленной мощности налунной электростанции).

Плавление реголита может осуществляться прямо в протяженной зоне солнечной печи, либо с помощью СВЧ излучения

специальных клистронов. Необходимый газ для образования микропор может быть извлечен также из реголита.

При переработке реголита общей массой ~ 1 млн. т, что требуется для выработки необходимого количества железа для антенных лент, масса имплантированного солнечным ветром в реголит, например, азота составит ~ 20 т. Это может покрыть потребности в пенообразующем газе.

Полученные пенокремнеземные заготовки – бруски длиной до 35 метров и сечением ~ 3,2 × 2,2 см, обрабатываются алмазными шлифующими дисками до получения высококачественной поверхности, на которую напыляется слой алюминия.

Прочность волновода на изгиб под действием собственного веса (0,3 кг) достаточна. Однако при транспортировке грузоподъемным устройством необходимо иметь двухточечную подвеску достаточной жесткости с 4 – 5 захватами вдоль всего волновода и осуществлять вертикальное перемещение подвески с малыми ускорениями (менее 0,16 g), что приемлемо.

Резюме:

Завод №5 должен обладать энергетикой ~ 15 МВт, несколькими монтажными луноходами для транспортировки до 20000 т пенокремнеземных волноводов, и их укладки.

Масса печей 15 – 30 т, фрезерно-шлифовальных станков – 50 т.

Масса оборудования ~ 80 т.

Завод №6 изготавливает из железного полуфабриката (лент или труб) налунные опоры двух типов – так называемые «легкие», на которые действует только вес ленты между опорами и «тяжелые», которые допускают восприятие горизонтальных усилий от ленты, возможных несимметричностей воздействия, а также несут на себе вес размещенных на них клистронов. Установка клистронов производится также на этом заводе (на отдельной линии).

Конструктивная схема опор каждого типа (рис. 32) существенно зависит от требований к точности положения опорной (верхней) части опоры по отношению к поверхности Луны. Если бы поверхность ЭИК'а (собственно излучающей антенны, сформированной из лент) была плоской в пределах зоны 20 км, то требования к точности относительного размещения соседних опор и положение верхнего опорного ребра по высоте и по азимуту на каждой опоре должны были бы быть крайне жесткими (составлять

сотые доли длины волны), т.е. при принятой длине волны $\lambda = 5,2$ см – ошибки по высоте должны быть не более долей миллиметра. Однако, как уже указывалось ранее, создание плоской излучающей поверхности практически совершенно нереально из-за «космического» объема «земляных» (грунтовых) работ в случае «срезания» сферического сегмента реголита. Поэтому принцип постоянного поддержания формы поверхности антенны неприемлем. В связи с этим антенная поверхность приближенно будет представлять собой некую «чешуйчатую» поверхность, где вертикальные прогибы лент составят до 190 мм при шаге опор 245 м. Все опоры имеют одинаковую высоту над лунной поверхностью – 0,4 м. Угол же относительного наклона верхних ребер соседних опор, даже при размещении каждой по местному горизонту в направлении восток-запад, составит величину порядка 0,2 угл.с.

Практически способы формирования излучающего луча, например, при выпуклой антенной поверхности бортовых самолетных РЛС бокового обзора с фазированной решеткой уже известны. В данном случае ситуация несколько усложняется заведомым изменением формы «чешуйчатой» поверхности между утренними и вечерними часами с одной стороны, и полуденными с другой, в связи с изменением положения Солнца и, соответственно, температуры лент, их длины и прогибов. Поэтому в принятой конструкции ФАР предполагается периодическое измерение формы реальной поверхности и соответствующая корректировка фазы управляющего сигнала на единичных антеннах. Это можно осуществлять с помощью луча «опрашивающего» лазера и угловых отражателей на опоре и в центре межопорного пролета ленты. Управление же фазой СВЧ излучения для осуществления бокового отклонения оси луча от вертикали при наведении на подвижные центры ректенны или КПО производится по сигналам рассогласования от радиомаяка, расположенного в центре ректенны и КПО соответственно. На данном уровне проработки обоснования длины волны маяков, а также количества их и размещения на ЭИК'е приемных антенн не проводилось.

Таким образом, при разработке реальной конструкции опор для антенной поверхности принят прагматический принцип – создать некую поверхность, а затем ее измерять и вносить необходимые поправки в формирование луча с использованием фазовращателей ФАР. Это снижает требования к допустимым ошибкам координат при размещении опор, ошибок по высоте и по углам раз-

ворота «Т»-образной опоры. Наиболее очевидным требованием является компоновочное требование о сохранении определенного минимального технологического зазора между параллельными лентами. Так, при допустимости зазора 10 мм на длине 220 м это соответствует угловой ошибке разворота по азимуту ~ 1 угл.с. (!!!). В то же время ошибка по высоте даже в пределах 10 мм между краями ленты может быть скомпенсирована «скруткой» плоской тонкой ленты за счет допустимых упругих деформаций.

При суммарном резерве массы на производстве лунного железа для лент до 5 тыс.т и считая, что «легких» опор ~ 5 млн. шт, допустимая масса опоры $\sim 0,5$ кг, что вполне достаточно для реализации весьма различных вариантов конструкции, включая штамповку из тонкого листа или изогнутую трубу. В обоих случаях должен присутствовать погружаемый в грунт центральный вертикальный стержень при длине заглубления $\sim 0,5$ м. Более подробно процесс установки опор с помощью, например, погружения их в грунт под действием комбинированной вертикальной нагрузки типа подвесной «бабы» массой в несколько десятков кг с размещенным на ней механическим вибратором (типа, например, электродвигателя с эксцентриком) будет рассмотрен в разделе завода №7. По «тяжелым» опорам допустимая масса каждой может составлять 5 кг (общее число 50000 шт.) при массе 250 т. Реальная масса конструкции может быть сделана, по-видимому, существенно меньше.

Принцип заглубления в грунт аналогичен «легкой» опоре, также как и требования по точности установки. Дополнительным усложнением является необходимость перед передачей опоры в налунный монтаж ЭИК'а, вмонтировать в тяжелую опору генератор задающего сигнала. В данном предложении приняты доставляемые с Земли клистроны мощностью по 5 кВт в излучении, 6 кВт по питанию постоянным током при напряжении 10 кВ, массой по 1 кг и установочными габаритами $d = 250$ мм и $l = 500$ мм. Кроме того, на опоре размещаются быстроразъемные соединения силового кабеля $d \sim 4$ мм и волноводов. Пример эксплуатации ФАР мощностью в 20 МВт дан в [25].

Определить массу производственного оборудования затруднительно. По аналогии с материалоемкостью прокатного оборудования (2 млн.т в год при массе 20000 т) примем $M_{\text{обор}} \approx 50$ т (с запасом) при мощности электропитания 100 кВт.

Завод №7 обеспечивает монтаж энергоизлучающего комплекса ЛЭС. По существу он завершает операцию по созданию налунной части ЛЭС (проблемы создания наземной приемной антенны – ректенны, а также создание и выведение на ГСО космического радиоотражателя не рассмотрены).

Фактически завод №7 представляет собой парк, состоящий из самоходных монтажных аппаратов (луноходов) и склад готовых к монтажу изделий. Управление луноходами осуществляется дистанционно по радиокомандам из диспетчерского пункта с помощью персонала (операторов), либо из кабины лунохода-комбайна.

Перед началом монтажа ЭИК'а с поверхности рабочей площадки (d 20 км) производится уборка крупных камней и, если необходимо, засыпка отдельных мелких кратеров с помощью бульдозеров. Производится установка краевых и центральных опор, направляющих движение монтажного лунохода-комбайна, лазеров. Затем на поверхность Луны устанавливаются «холостые» («легкие») опоры для лент, опоры с клистронами и участками волноводов. Проводится прокладка кабельных линий от центральной электростанции к опорам антенных лент. Целесообразно рассмотреть также возможность совмещения установки опор с размоткой и установкой лент.

Все технологические операции монтажа сегодня предусмотреть практически невозможно. Рассмотрим лишь некоторые основные операции. В качестве примера рассмотрим размотку лент и оценим потребное количество (парк) луноходов.

При допустимой скорости луноходов ~ 10 км/ч и общей длине всех лент 650 тыс. км сам процесс размотки всех лент даже с одного лунохода при 30-ти ниточной схеме занял бы всего ~ 35 мес., если бы работы проводились не только в лунный день, но и ночью. Это, в принципе, вполне возможно, т.к. луноход может использовать для движения автономное электропитание от бортовых ЭХГ, с запасом рабочего тела – криогенных H_2 и O_2 , полученных после электролиза буферной воды в течении лунного дня на централизованной электростанции на основе СБ. При использовании же параллельно 5-ти луноходов, обслуживающих ранее завод №1 по добыче сырья и к моменту начала монтажа освободившихся, продолжительность процесса собственно размотки лент сократилась бы вообще до 20 суток.

Однако продолжительность реального монтажа, состоящего не только из скоростной механической размотки «шлейфов» лент,

но включающего другие, гораздо более сложные и трудоемкие операции, будет, естественно, значительно больше. Особую проблему представляет процесс установки опор под ленты, а также укладка кабелей и волноводов. Во-первых опор много (> 4 млн. шт.), во-вторых установка должна обеспечивать горизонтальность их опорных поверхностей. Она, по-видимому, будет достаточно трудоемкой (независимо от того, будет ли она автоматизирована полностью, или частично)

Как уже упоминалось, опоры предполагаются двух типов, условно называемых:

«легкими» – на которые передается только вертикальное усилие от веса ленты в полете;

«тяжелые» – не которые действует не только вес ленты, но также вес клистрона (масса безбаллонного клистрона 1 кг, вес $\sim 0,16$ кг). Более важным является увеличение массы «тяжелых» опор, связанное не только с необходимостью увеличения жесткости стенки опоры для закрепления клистрона. «Тяжелая» опора также должна обеспечивать жесткую фиксацию верхнего ее элемента при появлении возможных горизонтальных усилий со стороны ленты при термоциклах (день-ночь), приводящих ночью к уменьшению длины, соответственно снижению провисания ленты, увеличения натяга и появлению дополнительных горизонтальных усилий на опоры.

Еще более серьезными доводами для увеличения массы конструкции «тяжелой» опоры является то, что она включает также массы быстроразъемных электрических соединений (типа штекера) с электрокабелем питания клистрона высоковольтным постоянным током ($- 6$ кВт при $- 10$ кВ на клистрон), а также разъемных соединений для подключения участков волноводов разводки опорного СВЧ сигнала задающей частоты ($\sim 5,7$ ГГц, сечение волновода 2×3 см). «Тяжелые» опоры с электроразъемами и волноводными разъемами, подключаемыми одновременно с установкой самой опоры на лунную поверхность, предусматривают и нивелировку ее верхней кромки по местному горизонту в направлении «восток-запад».

Таким образом, несмотря на то, что количество тяжелых опор почти в 700 раз меньше «легких», затраты времени на их общий монтаж в связи с большим числом технологических операций (координатная привязка и установка, ориентирование, подключение кабелей и волноводов) могут оказаться наиболее критичным эле-

ментом при оценке суммарной продолжительности монтажа ЭИК'а.

В связи с этим, не исключено, что весь монтаж придется вести в 2 этапа, реализуемых последовательно:

На первом этапе с луноходов проводится прокладка ~ 600 параллельных 16-ти километровых кабельных линий высоковольтного питания (в направлении «север-юг») на каждой из которых с шагом 220 м предусмотрены штекерные разъемы. Шаг кабелей ~ 38 м. В местах штекерных разъемов кабелей устанавливаются тяжелые опоры. Между ними либо в мелкую траншею, либо непосредственно на грунт укладываются поперечные участки волноводов 2×15 м в направлении «восток-запад». На волноводах имеются разводящие тройники с шагом ~ 0,5 м, куда подключаются участки волноводов обслуживающие большой участок каждой ленты (2×80 м) в направлении «север-юг». Оставшиеся 80 м ленты – в меридиональной «зоне ответственности» клистрона ± 110 м – питаются от гибких полосковых линий.

На втором этапе проводится установка «легких опор, укладка на них ленты и «подключение», например с помощью гибких полосковых линий (волновод-лента) длиной ~ 300 мм, оконечного участка волновода к бортовому легкому разъему на ленте. Эти операции производятся с луноходов,двигающихся в направлении «север-юг» во время их кратких остановок.

Подробно весь технологический процесс монтажа не рассматривался. Некоторым облегчающим монтаж обстоятельством является возможность сохранения на уже готовом ЭИК'е «холостых» («темных») проходов, не покрытых излучающей лентой. Ширина прохода ~ 1 м, шаг ~ 30 м. Это позволяет организовывать монтаж как с использованием луноходов типа козлового подъемного крана с поперечной кареткой с большим пролетом – до 40 м (что на Луне из-за малой силы тяжести вполне возможно), при работе на 1 этапе. На втором этапе возможна параллельная работа луноходов с размоткой параллельно по 30-ти лент (2 по 15) при предварительной установке легких опор.

Приведенная схема монтажа должна рассматриваться как грубое приближение с последующими уточнениями.

Подключение всех силовых кабелей ЭИК'а к лунной электростанции осуществляется с помощью одного двухпроводного кабеля «восток-запад», уложенного вдоль северной кромки антенного поля со стороны солнечно-батареиной электростанции. При длине

кабеля – 25 км, напряжении 10 кВ и полной мощности 270 МВт эл масса алюминиевых линий составила бы при плотности тока 5 А/мм^2 360 т. С учетом разводки 600 поперечных линий, требующих ~ 280 т Al, общая масса кабелей (без изоляции) составит ~ 650 т. Несмотря на соблазн доставки такого умеренного количества Al с Земли, по-видимому, придется все же производить алюминиевые кабели (или плоские ленты-шины) непосредственно на ЛПБ, т.к. помимо самого ЭИК'а необходимо снабжать энергией и все остальные заводы, мощность которых составляет сотни мегаватт, а длина кабелей – несколько десятков, а возможно и сотен километров с учетом многоагрегатности заводов.

Несмотря на принципиальную возможность использования в качестве силовых тоководов как плоских лент-шин, так и многожильных кабелей, применение кабелей, несмотря на большую сложность их изготовления, предпочтительнее, поскольку допускает размотку с бобин, установленных на луноход, и резко упрощает монтаж. При этом, поскольку каждый меридиональный кабель (линия «север-юг»), обслуживающий всего ~ 80 клистронов, общей мощностью по питанию ~ 0,5 МВт и имеющий диаметр ~ 2,5 мм, вполне может быть выполнен и в одножильном исполнении, если размотку с лунохода вести при использовании бобины диаметром ~ 2 м шириной 1 м с 10-ти рядной намоткой. Параллельно должна разматываться вторая линия (вторая полярность – «+» или «-»), с аналогичной бобины. Возможность использования в качестве второго провода «земли» (т.е. лунного грунта) требует специального изучения, но не бесперспективна. Удельное электрическое сопротивление поверхности лунного грунта весьма велико.

Главная же опасность такой схемы на Земле – отсыревание почвы, резко снижающее сопротивление, на Луне отсутствует. Однако, особенности лунного грунта в приповерхностных слоях являются аргументом скорее для безопорной укладки обоих полюсов кабеля на грунт. Возможно также дистанционирование обоих тоководов при $U = 10 \text{ кВ}$ с помощью пенокерамических колодок, где расстояния между полюсами – 100 мм, а шаг колодок – 50-100 м.

Рассмотрим более подробно возможности автоматизации процесса монтажа и продолжительность операции.

Крупномасштабность процесса монтажа ЭИК диктует необходимость размещения в строгом порядке на поверхности Луны

громадного количества хотя и простых по конструкции, но неудобных по габаритам деталей. Так, общее количество волноводов «север-юг» представляющих прямоугольные пенокерамические призмы сечения 2×3 см с тонким (2-3 мкм) алюминиевым покрытием и длиной по 30 метров (!!!), которые должны образовать правильную решетку с шагом 0,5 м составит более 5 млн. шт. Количество «легких» опор лент ~ 2,9 млн шт. Количество «тяжелых» опор с клистроном ~ 50000 шт. И, наконец, как уже говорилось выше, необходима прокладка нескольких десятков километров силовых кабелей электропитания клистронов, не говоря о самих антенных лентах.

При таком количестве деталей «ручной» монтаж совершенно бесперспективен. Единственная возможность завершения монтажа в приемлемые сроки – применение высокопроизводительных автоматов – монтажных луноходов, что и предлагалось выше. Строго говоря, не исключена возможность создания специализированных луноходов по типу операций (например, отдельно – для прокладки кабеля, для укладки волноводов, установки опор и для размотки рулонированных антенных лент). Однако, учитывая большую площадь обслуживания ~ 300 км², целесообразно предусмотреть возможность создания многофункционального (многооперационного) лунохода – комбайна и параллельного их использования.

Предлагаемый автором вариант, не претендуя на оптимальность решения задачи, тем не менее, позволяет рассчитывать на проведение всего монтажа в обозримые сроки. Автор не берет на себя смелость полностью определить и весь компоновочный облик монтажного комбайна, но попытка обоснования возможного облика, по крайней мере, наиболее сложных в технологическом отношении агрегатов (модулей), и главное – их производительности – будет сделана.

Теоретически весь ЭИК должен представлять собой ФАР, набранную из излучающих лент шириной 0,5 м, образующих «сплошную» поверхность, не считая 10 мм «щелей» между соседними лентами и 1-метровых транспортных разрывов с шагом 30 м также в направлении «север-юг». Рациональная форма ФАР в плане – круг, хорошо на практике аппроксимирующийся, например правильным 8-ми – угольником. Для расчетных целей будем считать форму ФАР в плане прямоугольником с размерами 16 км (в направлении север-юг) на 20 км (в направлении восток-запад), что

соответствует равновеликому по площади исходному кругу диаметром в 20 км, неудобному для практического использования из-за различных длин антенных лент.

В нашем расчетном случае (прямоугольник) все ленты имеют одинаковые размеры $0,5 \times 16000$ м. С точки зрения электродинамики, учитывая что результирующий пучок СВЧ излучения используется на большом расстоянии (360 тыс. км) оказалось допустимым иметь на поверхности ФАР «темные» (т.е. необслуживаемые антенными лентами) полосы «север-юг» шириной ~ 1 м с шагом вдоль экватора ~ 30 м, практически не нарушающие расчетную электродинамическую структуру в приемном СВЧ пятне на наземных ректеннах и на геостационарных КПО. Это позволяет воспользоваться широкой «колеей» для движения ходовых тележек лунохода-комбайна. Ширина колеи 30 м позволяет с точки зрения конструкции скомпоновать комбайн (с габаритами 40×40 м в плане), который за один проход с севера на юг (и с юга на север) может произвести на протяжении 16 км все важнейшие операции по укладке кабелей, волноводов, установке опор, сделать все необходимые электрические соединения (в виде замыкания штеккерных колодок) и сочленения с помощью быстродействующих СВЧ разъемов всей волноводной сети на поверхности, подключив ее к клистроном и к радиоизлучающим антенным лентам, которые в каждом 220-метровом пролете имеют всего по 2 контактных узла на одной кромке (рис. 33).

Монтажный комбайн (в дальнейшем – комбайн) (рис. 34) по конструкции напоминает самоходный козловой подъемный кран с автономным электропитанием от бортовой кислород водородной батареи ЭХГ мощностью до 300 кВт эл. Комбайн имеет 4-х (возможно 6-ти) тележечную ходовую часть с управляемыми, поворотными вокруг вертикальных осей, тележками, позволяющими выдерживать строгое направление «север-юг» с точностью ± 5 мм. Ориентировочная масса запрограммированного комбайна 60 т, вес 10 т. Предельная скорость движения ~ 4 м/с (~ 15 км/ч). В состав комбайна входят следующие специализированные модули – агрегаты: для укладки прямолинейных волноводов («север-юг»), для укладки питающих волноводов («восток-запад») с тройниками – ответвителями на основные волноводы, для установки «легких» опор под ленты антенны, для установки «тяжелых» опор со смонтированными на них клистроном, для укладки электрокабеля питания клистронов и, возможно, размотки самих лент.

Процесс монтажа производится на всем протяжении 16-ти километрового пути. Движение комбайна – циклическое и состоит из быстрых перемещений между опорами на расстояние 245 м и сравнительно длительных остановок. На участках движения осуществляются операции по укладке кабелей, разматываемых с бобин на комбайне, разматывание и укладка антенных лент. На остановках производится: установка решетки прямолинейных волноводов, укладка поперечных волноводов, вибрационное погружение в грунт опорных штырей «легких» и «тяжелых» опор. Все расходимые комбайном элементы загружаются на него заранее – на северной и южной кромках будущего поля ЭИК'а (кабели на бобинах, прямые волноводы – в барабанах, поперечные волноводы – в пакетах, «легкие» и «тяжелые» опоры в специальных накопителях в верхней части комбайна). Всего комплекта хватает на один 16-ти километровый проход (рейс). На следующий рейс комбайн снова «перезаряжают». Возможно, что антенные ленты будет целесообразнее разматывать и укладывать на уже установленные опоры в отдельном рейсе (может быть с того же самого комбайна).

Наиболее крупногабаритным и функционально сложным агрегатом является система (модуль) укладки «простых» – (прямолинейных) волноводов ввиду их значительного количества. Агрегат является складом – накопителем барабанов (~ 144 шт.), каждый из которых содержит 60 волноводов 30 метровой длины, расположенных вдоль образующей барабана (рис. 35). Назначение барабанов – предохранять длинные «плети» волноводов от вибрационных нагрузок при движении комбайна с целью предотвращения растрескивания наполнителя – пенокремнезема, доставлять их в необходимую координатную линию путем горизонтального перемещения барабана в поперечном направлении и остановка через 0,5 м от предыдущего волновода, разворота барабана на угол 6° до установки волновода в нижней точке барабана на высоте ~ 50-100 мм от лунной поверхности, синхронным открытием всех зажимов-фиксаторов и сброса нижнего волновода на лунную поверхность.

Предотвращение сваливания волновода «на бок» (а он устанавливается для повышения изгибной жесткости длинной стороной по вертикали) (рис. 36) обеспечивается наличием по длине волновода нескольких плоских опорных пластин на нижней его поверхности, соприкасающейся с лунным грунтом. Подача очередного барабана из накопителя-контейнера вниз осуществляется после укладки всех 60 волноводов одного контейнера – барабана

параллельно друг другу. Целостность волноводов от воздействия изгиба в процессе транспортировки обеспечивается большой жесткостью самого барабана при действии поперечных сил – в основном веса, достигаемой применением центральной опорной трубы большого диаметра d 500 мм с толщиной стенки 3 мм из алюминиевого сплава. Это при массе барабана 125 кг и весе 25 кг дает прогиб на длине 30 м не выше нескольких миллиметров. Кроме того, имеется несколько фиксаторов на дисках барабана по длине, синхронно освобождающих волновод при сбросе (рис. 37). При принятой высоте «падения» (5 см) скорость соударения волновода с мягкой пылевой поверхностью реголита составляет всего 50 см/с, что безопасно с точки зрения прочности. Разгруженные от волноводов барабаны размещаются с помощью простых манипуляторов на верхней части поперечного пролета комбайна и используются многократно в последующих рейсах.

Учитывая трудоемкость процесса «зарядки» барабана волноводами, предполагается, что в следующий проход комбайн комплектуется новым, уже «заряженным» барабаном, которых даже для обеспечения непрерывной работы каждого комбайна понадобится минимум 2 штуки. В процессе очередной стоянки производится также однократная операция по сбросу поперечного волновода с тройниками СВЧ разводки и использование многопозиционного манипулятора для взаимной фиксации (с помощью быстроразъемных СВЧ узлов) положения продольных и поперечного волноводов (рис. 38).

На стоянке же производится вибрационная забивка штырей ленточных опор с помощью ударников-вибраторов (рис. 39). Работа всех 60 забивочных агрегатов, размещенных на поперечной опорной балке производится параллельно (одновременно). Шаг забиваемых опор в направлении «восток-запад» – 0,5 м. Подача опор осуществляется из верхнего раздаточного склада с помощью автомата-питателя. До воздействия вибратора опускающаяся опора сначала штырем попадает в конический ловитель-фиксатор координаты будущей вертикальной оси опоры. Фиксатор – разъемный. Вибратор забивает опору на глубину ~ 50% номинала. Глубина ограничивается до момента, когда фиксирующая шайба опоры упирается в ловитель. Ловитель раскрывается и дальнейшая виброзабивка идет до момента упора фиксирующей шайбы в грунт, что соответствует погружению штыря на 100% (рис. 40). Аналогично производится установка (забивка) «тяжелой» опоры,

после чего проводится подключение штеккеров ее клистрона к кабелю.

Оценка потребных энергозатрат на транспортировку и технологические операции, а также соответствующие затраты времени, показывают следующее: При массе загруженного комбайна 60 т, перемещении на расстояние между центрами двух соседних волноводов в направлении «север-юг» на 220 м, и ограничении скорости величиной 15 км/ч (из опыта лунохода «Ровер» экспедиции «Аполлон 17») потребная мощность электродвигателей составит 60 кВт, а время одного прохода – 50 с. Не приводя подробных расчетов по затратам времени и мощности на остальные операции, даем сводную таблицу №11 основных результатов, характеризующих один 16 километровый проход комбайна.

Таблица № 11

№ № п/н	Наименование (назначение) операции	Продолжительность час	Мощность эл. двигателя кВт	Расход энергии кВт ч	Масса агрегата или элемента (на весь проход), т	Кол-во элементов
1	Перемещение комбайна	~ 1	60	60	60	1
2	Сброс «продольных» волноводов	4,8	1	4,8	36	144 (барабана)
3	Сброс «поперечных» волноводов	0,1	0,5	0,05	0,22	72
4	Виброзабивка легких опор	0,7	300	210	2,2	2160
5	Виброзабивка тяжелых опор	0,01	300	3	0,3	72

Как видно, наиболее тяжелым (массивным) элементом полезной нагрузки комбайна являются барабаны с волноводами – 36 т (где собственно конструкция барабанов многократного использования составит 24 т). Максимальные затраты времени – 4,8 час приходятся на операцию сброса продольных волноводов (собственно длительность определяется перемещением самого, достаточно тяжелого барабана – 250 кг. Максимальная энергоемкость приходится на операцию виброзабивки опор вследствие принятого принципа одновременной забивки всех 60-ти опор – 210 кВт час из-за высокой суммарной мощности всех двигателей – 300 кВт. Именно эта операция определяет установленную мощность системы бортового энергопитания и запас расходуемого топлива в ЭХГ.

Масса ЭХГ оценивается в ~ 3 т, а расход компонентов на 1 рейс (при работе ЭХГ на криогенном топливе кислород+водород) – всего 110 кг. Ввиду малой длительности рейса ~ 6,6 часа возможно отказаться от системы активного термостатирования криогенных баков с O₂ и H₂. Диаметры баков O₂ – 1,7 м, H₂ – 2,2 м конструктивно приемлемы.

Приведенные расчеты показывают, что для монтажа всего ЭИК одним комбайном, для чего необходимо сделать ~ 670 последовательных рейсов и при 100%-ом запасе по времени на дозаправки по краям 16 километрового коридора (т.е. реальное время единичного рейса 13,2 часа), требуется ~ 8800 часов, т.е. примерно 1 год, что, в принципе, уже приемлемо. При использовании же 6-ти комбайнов, время монтажа сократится всего до двух месяцев (ценой дополнительной доставки 5 комбайнов сухой массой по 20 тонн, т.е. всего 100 тонн, кроме необходимых комплектов барабанов – по 2 шт. на комбайн массой по 120 кг каждый. Таким образом, общий грузопоток монтажного оборудования ЭИК'а на Луну ~ 120 т при пиковой мощности – 1500 кВт и общей энергоемкости работ 90000 кВт ч.

Рассмотренный вариант монтажного лунохода-комбайна для прокладки электрокабеля питания клистронов, забивки опор под антенную ленту и укладки на лунную поверхность сети СВЧ-волноводов является лишь одним из возможных решений.

Так, принятая в нем ходовая система в виде управляемых мотор-колес или гусеничных тележек имеет, например, альтернативу в виде систем с дискретным перемещением («шаговые» системы).

Такие системы, в принципе достаточно просты и могут быть выполнены, например, в виде механизма перемещения как у тяжелых шагающих экскаваторов, где мощные опорные «лыжи» осуществляют собственное перемещение в период, когда весь объект опирается на днище, которое, правда, должно быть достаточно прочным. Возможно и применение многоопорных шагающих систем.

Тем не менее, и эти варианты требуют более подробной проработки.

В то же время стоит привести соображения в обоснование колесно-гусеничных вариантов непрерывного перемещения (предельных номинальных циклов протяженностью, равной межопорным расстояниям ~ 220 – 300 м).

1. «Тележечная» схема движения (как колесная так и гусеничная) обеспечивает наибольшую точность выдерживания направления, позволяя корректировать все отклонения непрерывно путем одновременного поворота всех тележек вокруг вертикальных осей. Высокая точность прокладки трассы по азимуту прохода в «ленточном поле» шириной 1 м с отклонением на длине ~ 10 км до 10 мм. (Практически комбайн идет «змейкой»).

2. Достаточно большие динамические нагрузки в движении при скорости 14-15 км/час ослабляются поддрессированием тележек и фрикционным демпфированием (применение гидравлических демпферов мало реально из-за внешнего вакуума и реголитной пыли с сильнейшим абразивным воздействием на штоки и с неизбежными утечками). Высокая точность собственных координат комбайна требуется только во время остановок, где и выполняются основные технологические операции – укладка волноводов и забивка подленточных опор. Прокладка же силового кабеля к клистронам ведется на участке движения. При этом не являются критичными отклонения положения центра тяжести комбайна по высоте и наклон корпуса по крену и по рысканью. На стоянках же рессоры жестко заарретированы.

Кроме того, на тележках может быть предусмотрен механизм прецизионного вертикального перемещения для компенсации естественных неровностей.

3. Невозможность совместить общие границы укладываемых волноводов с плоскостью забивки опор из-за наличия определенной конструктивной «толщины» механизма забивки опор за границей плоскости торцов барабанов-контейнеров волноводов, тре-

бует неизбежного применения дополнительного («прецизионного») продольного хода комбайна в пределах 0,2-1 м после обработки основного номинального цикла движения (220 м). Это легко реализуется включением ходовых тележек на малое время (возможно – с пониженным режимом по мощности и скоростью движения).

В шагающих же системах практически не видно путей реализации высокой точности по курсу из-за принципиальной дискретности перемещений (п. 1), затруднительна прокладка кабеля (п. 2) и сложно реализовать точную настройку по дальности хода (п. 3), что потребует точного перемещения всего комбайна относительно неподвижных опор, например, на специальной каретке с нагрузкой в 6 т (!)

Тем не менее, проработка и тележечных и шаговых механизмов движения комбайна по нашему мнению целесообразна.

Глава 5. Обоснование грузопотоков с Земли на луну и оценка продолжительности развертывания лунной части демонстрационной ЛЭС

Обоснованные в предыдущих разделах исходные данные по массам оборудования, электропотреблению и производительности всех лунных заводов, а также элементов инфраструктуры ЛБ позволяют оценить интегральные требования к грузопотоку оборудования на Луну, и суммарную продолжительность строительства. Напомним главный тезис настоящей работы – демонстрационная ЛЭС либо должна быть создана быстро – за 5-10 лет. Тогда к моменту необратимого обострения глобального системного кризиса (примерно 2050 г) еще можно построить штатную эксплуатационную ЛЭС с мощностью 3 млрд. кВт с приемлемыми темпами ввода мощностей, либо, в случае постройки демонстрационной ЛЭС например через 50 лет, она вообще будет не нужна.

Принятая мощность демонстрационной ЛЭС (15 млн. кВт в среднем за 14 суточный период освещенности лунного энергокомплекса Солнцем), является компромиссной и, в принципе может быть уменьшена в несколько раз (2-4 раза) ценой, например, снижении габаритов достаточно дорогостоящей наземной ректенны, либо путем внедрения более прогрессивного способа передачи задающего (опорного) СВЧ сигнала от клистронов – не по волно-

водам, а по лазерным волоконно-оптическим каналам, а также разработки более коротковолновых СВЧ-генераторов.

Но пока будем исходить из того, что более или менее уже обосновано выше.

В таблице 12 приведены основные технические характеристики всех основных (№1-7) заводов и инфраструктуры – массы, потребные мощности и количество параллельно работающих агрегатов, исходя из двухлетней работы в дневное время (что соответствует по производительности круглосуточной работе, включая лунную ночь, в течение года). Массы заводов №5 и 6 рассчитаны из срока в 1 год. Указаны лишь сроки выполнения технологических операций без учета срока развертывания самих заводов.

Видно, что общий потребный грузопоток «земного» оборудования на Луну достаточно велик и составил бы – 3000 т, что неудивительно, имея ввиду объем переработки первичного сырья в ~ 1млн т и массу готового ЭИК'а более 60000 т. В то же время стоит заметить, что прямая доставка грузов с ОИСЗ на Луну с использованием одноразовых КА с ЖРД на $H_2 + O_2$ требует грузопотока на ОИСЗ, по крайней мере, в 100 раз больше. Формальное суммирование продолжительностей основных технологических операций, предполагающее их последовательное выполнение, дает общую продолжительность 10,5 лет, что само по себе уже обнадеживает. В этом случае среднегодовой грузопоток оборудования составит ~ порядка 300 т/год. Как видно из раздела по грузовой транспортной системе, такой грузопоток может быть обеспечен при использовании всего 2-х транспортных КА – одной ЛР и одного МБ. При применении же дополнительного еще 5-ти буксиров (что по увеличению массы на исходной околоземной орбите составит всего 200 т) ежегодный грузопоток составит свыше 1400 т/год, что вполне решило бы собственно «транспортную» проблему всего за 2 года.

Таблица 12

Потребности лунной базы в грузах и энергоснабжении для создания демонстрационной ЛЭС мощностью ~ 10-15 млн. кВт.

	Наименование объекта	Назначение объекта	Масса грузов т	Мощность эл.питания, кВт	Продолжительн. операции, лет	Примечание
производство	Завод №1	Добыча сырья и обогащение	300	700	2 ^{x)}	В т.ч. 5 самосвалов
	Завод №2	Производство ракетного топлива	1650	15000	2 ^{x)}	
	Завод №3	Производство железного полуфабриката-фольги	200	31000	2	8 шт хим. реакторов + 10 ручьев прокатки.
	Завод №4	Производство антенной ленты	200	140000	2	10 ручьев напыления кремния
	Завод №5	Изготовление волноводов	80	20000	1	5 ручьев

производство	Завод №6	Изготовление опор	50	100	1	
	Завод №7	Монтаж ЭИК'а	300	300	0,16	6 «комбайнов» и луноходы завода №1
инфраструктура	Жил-комплекс	Проживание персонала ЛБ	50	300	0,1 ^{x)}	
	Электростанция	Энергоснабжение всех производств	80	400000*	0,1 ^{x)}	
	Космодром	Запуск и прием грузовых и пилотируемых ракет	100	1000	0,1 ^{x)}	

^{x)} Эти объекты являются первоочередными

В реальной же жизни срок развертывания ЛЭС скорее всего и будет лежать в диапазоне 5 – 10 лет, но конкретная его величина требует для уточнения более глубоких проработок. Во-первых, перечисленные в таблице 12 операции будут выполняться не последовательно, а последовательно-параллельно. Так, нет никакой необходимости дожидаться момента, когда на заводе №1 будет добыто все сырье (~ 1 млн. т), чтобы запустить завод №2. Как только появятся первые сотни тонн реголита, сразу может быть задействован завод №2 по выработке лунного топлива для запуска транспортного конвейера и, соответственно, начнется доставка оборудования.

С другой стороны, необходимо достаточно быстро развернуть часть жилкомплекса для осуществления монтажа остальных заводов, что, в свою очередь, невозможно без развертывания хотя бы «пускового» объема работ по космодрому и электростанции. При более точной разработке графика последовательности ввода заводов, необходимо учесть дополнительные грузопотоки, неучтенные ранее в массе оборудования (до 150 т буферной воды для добычи кислород-водородного топлива луноходов-комбайнов и ночного энергоснабжения жилого комплекса, ~ 450 т KF для выработки электролизом фтора и калия) с целью «запуска» топливного завода.

На более позднем этапе после начала производства железа и ленточной фольги для антенны потребуются также доставка сначала 200 т твердотельных транзисторов, а на предпоследнем этапе – уже перед самым монтажом ФАР – доставка клистронов, вмонтированных в опоры (~ 500 т). Кроме того, предстоит доставка расходуемых продуктов СЖО до 50 т на 2 года. Более серьезным является недооценка массы электролизеров KF, зависящей от секундного расхода, т.е. от мощности. При заданном объеме переработки сырья она зависит от сроков переработки и для 2-х, 4-х и 6-ти лет составит 6000 т, 3000 т и 2000 т соответственно. Кроме того необходимо учесть энергозатраты, которые например при $t = 4$ года соответствуют 50 МВт, или 100 т СБ.

Общий масштаб перевозок достигнет ~ 7000 т при 4-х годах. В соответствии с оцененным выше соотношением между массой доставленного на поверхность Луны груза и массой требуемого топлива при транспортировке грузов с околоземной орбиты с помощью МБ и ЛР требуемое количество топлива ($O_2 + Si$ и $O_2 + Al$) – 42000 т. Анализ эффективности топливного завода, проведенной выше, показал, что в случае завершения разработки ДУ на обоих типах двухкомпонентного топлива, достижения удельного импульса тяги ЖРД ~ 250 с и при переработке 1 млн. т сырья (реголита) выход топлива составит ~ от 90 до 150 тыс. т. Это заведомо выше требуемых 42 тыс. т и подтверждает взаимную совместимость «производственной» и «транспортной» задач со значительным запасом. В случае принятия срока развертывания 5 лет потребный темп доставки грузов сократится до 850 т/год, что возможно с использованием всего одной ЛР и 3-х (трех) МБ.

В заключении стоит указать, что приведенные выше оценки базируются не на самых последних достижениях как в области

РКТ, так и по общему машиностроению, имея ввиду возможное в будущем широкое использование композитных материалов в конструкции лунного оборудования. Заметим, что основу (по массе) лунного оборудования составляют горное, металлургическое включая прокатное, химическое и подъемно-транспортное оборудование (радиотехнические элементы – транзисторы и клистроны доставляются с Земли).

В отечественных прейскурантах 1990 года удельная стоимость таких изделий оценивалась в 1000 руб/т. Сегодняшние цены выше – до 30000 руб/т ~ 1000 долл/т, но все еще на три порядка ниже стоимости выведения на орбиту.

Считая, что лунное оборудование стоит при массе 7000 т всего несколько миллионов долларов, пусть даже несколько сотен миллионов, основные затраты придутся на выведение на околоземную орбиту по цене ~ 1000 дол/кг и составят ~ 7 млрд. дол. Но еще больше будут затраты на радиотехническое оборудование – только ректенна будет стоить несколько миллиардов долларов не считая стоимости клистронов и транзисторов ЭИКа. Надо честно признать, что первая демонстрационная станция (как это было на всех этапах технического прогресса) не будет не только доходной, но даже самоокупаемой. По оценкам в США минимальная мощность первой «коммерческой» ЛЭС ~ 100 млн. кВт, но это потребует сразу гораздо больших вложений, чем в демонстрационную и вносит большой элемент риска от применения неопробованных технологий.

Что же касается возможностей дальнейшего снижения мощности демонстрационной ЛЭС, оно вполне возможно и требует дальнейшего изучения. Заметим, что сам принятый принцип сокращения сроков строительства «любой ценой», идет не на пользу удельным параметрам по материалоемкости оборудования, которое работает всего 1-2 года, вместо 10-20 или даже 30 лет характерных для типичных промышленных объектов на Земле. При создании же штатной ЛЭС с $N = 3$ млрд. кВт сроки строительства составят 30-40 лет, что существенно улучшит использование оборудования и экономические показатели системы.

Глава 6. Некоторые технические проблемы создания демонстрационной ЛЭС и пути их решения

Насколько известно автору данной работы, комплексный анализ в предложенной постановке, где рассмотрены с единых позиций ряд существенно различных основных проблем и продемонстрированы техническая реализация крупнотоннажного лунного производства веществ, полуфабрикатов, изделий и ракетных топлив из лунного сырья, обоснован масштаб единичных аппаратов космической транспортной системы и их взаимодействие в составе единого, непрерывно действующего транспортного конвейера по доставке с Земли лунных заводов и периодической смене персонала лунной производственной базы, выявлен технический облик лунного энергоизлучающего комплекса (ЭИК), проработана технология изготовления его основных элементов и их монтажа СБ+ФАР на поверхности Луны за достаточно короткое время, проведен впервые. Поэтому, естественно, полученные здесь результаты являются, предварительными, но позволяют оценить масштаб проблемы.

Не ставит ли это под сомнение главный полученный вывод: о возможности создания на Луне производственной базы и энергоизлучательного СВЧ комплекса диаметром порядка 20 километров средней излучаемой мощности 10 млн. кВт за время менее 10 лет («20×10×10») при грузопотоках оборудования с Земли на околоземную орбиту ~ 1000 т/год (~ 20 т/неделю)?

Ключевые технические проблемы создания ЛЭС.

Важнейшими, нерешенными пока проблемами являются:

1. Создание космической транспортной системы, включая разработку ракетных двигателей на лунном топливе в том числе:

создание многоразовых двигателей – установок большой тяги с суммарной тягой в несколько десятков тонн, возможно, в модульном исполнении, работающих на двухкомпонентном – кислород-алюминиевом и/или кислород-кремниевом топливе. В принципе возможна как схема с криогенным кислородом по типу ЖРД со впрыском порошкообразного горючего, так и схема ГРД с одноразовой шашкой горючего и многоразовым баком, и системами подачи и управления;

создание блока многодвигательных ЭРД общей мощностью до 10 МВт, работающих на O_2 с КПД не менее 40%.

2. Подтверждение возможности создания интегральной энергоизлучающей СВЧ системы «СБ+ФАР» включая:

рассмотрение взаимного влияния СВЧ излучения от единичных СВЧ антенн на процессы генерирования электрического тока в СБ;

создание экспериментальных моделей небольших участков СБ+ФАР площадью в несколько сотен см², где размещено по крайней мере несколько десятков излучающих четвертьволновых антенн, освещаемых излучателем с параметрами по спектральному составу и освещенности близкими к естественному солнечному свету;

разработку рациональной схемы согласования электротехнических параметров СБ и транзисторов по напряжению (имея в виду низкие напряжения СБ и существенно более высокие требования по напряжению питания базы транзисторов), а также радиотехническую совместимость всех элементов ФАР;

оптимизацию выбора межопорных расстояний ленты и предельной ширины неизлучающего участка антенного поля с учетом конструктивного ограничения на ширину колеи луноходокомбайна. Уточнение выбора мощностей задающих клистронов с учетом размеров обслуживаемой площади антенны и характерных длин (межопорный пролет × ширина колеи);

оценку влияния «темных» полос в сплошном антенном поле («межленточных» расстояний и ширины технологического проезда для тележек комбайна) на структуру СВЧ поля в зоне приема.

3. Рассмотрение ряда тепловых проблем с учетом ограниченных возможностей теплосброса на Луне во время лунного дня, включая:

определение реальной температуры внешней поверхности лент во время лунного дня с учетом реальной степени черноты защитного поверхностного слоя из плавленной окиси кремния, учет возможного снижения КПД СБ;

проблему теплосброса с задающих клистронов, при $\eta = 80\%$, размещенных под лентами;

проблему теплоотдачи от гранулированного реголита к фтору при производстве кремния и от ильменита к водороду при производстве железа. Обоснование требуемых размеров гранул, получаемых после агломерации пылевидного реголита, для реализации режима «кипящего слоя» в теплообменных аппаратах;

более детализированную разработку технологий извлечения титана из отвального TiO₂ на заводе №3.

4. Более подробный анализ процессов многослойного напыления в СБ на железную ленту с учетом всех функционально необходимых слоев (вместо принятого выше упрощенного рассмотрения только одного слоя электрогенерирующего кремния αSiH), учитывая необходимость нанесения также защитного слоя, сетки или решетки токосъема, «просветляющего» – противореолольного слоя, типа «голубой оптики» в оптических приборах, «р» слоя, собственного слоя αSiH, «п» слоя, светоотражающего нижнего слоя, либо обеспечение высокой отражательной способности самой ленты путем полировки ее поверхности; Вопросы согласования напряжений СБ и расположение тоководов.

Большая часть неучтенных в данной работе проблем приводит, как правило, к некоторому ухудшению заявленных характеристик ЛЭС. Однако видны и пути улучшения характеристик.

Так, применительно к транспортной системе в случае подтверждения наличия на лунных полюсах в глубоких, неосвещаемых Солнцем кратерах, запасов льдосодержащего реголита, возможна простая «безэлектролизная» добыча «лунной» воды нагретом ядерным реактором и заправки ею баков транспортных ракет «Луна – окололунная орбита – Луна» с ядерными тепловыми двигателями, работающими на парах воды ($T \approx 1100 \text{ K}$, $V_{\text{ист}} \approx 2 \text{ км/с}$). Это резко увеличит темп доставки воды на окололунную и околоземную орбиты с последующим электролизным получением самого эффективного криогенного кислород-водородного топлива.

5. Существует, однако, и перспектива более глубокой, и фактически безотходной переработки лунного сырья; в частности, одним из самых важных продуктов переработки становится титан, который по прежним технологиям фактически «уходил в отвалы». Принципиальная схема подобного производства приведена на рис. 41. Речь идет о комплексном использовании ильменита FeTiO₃, из которого предполагается изготавливать антенны и ленты; это позволит сократить общий масштаб извлечения первичного сырья (реголита), снизив массу оборудования и энергопотребление. Кроме того, промежуточным продуктом получения титана является окись алюминия, которая сама, будучи вспенена, служит продуктом для изготовления пенокерамических волноводов, доля которых в общей массе конструкции ЭИКа не менее трети.

Использование ильменита, в котором содержание железа (идущего на изготовление антенных лент) составляет 36%, а титана – почти столько же, позволит почти удвоить производство металлических лент ЭИКа, а с учетом разницы плотностей титана и железа общая площадь металлических лент возрастет более, чем вдвое. Технология производства при этом усложнится несущественно. Ильменит, после выделения его из реголита, разделяется магнитным способом на магнитные окислы железа и немагнитные соединения титана. Не останавливаясь на процессе выплавки железа и дальнейшем производстве железной ленты и фольги, обратим внимание на производство титана. Окисел титана обрабатывается в реакторах частью чистого алюминия, получаемого на топливном заводе. В результате так называемой высокотемпературной алюмотермической реакции в реакторе скапливается хорошо расплавленный металлический титан, сливаемый в изложницу через нижнюю летку для дальнейшего получения сляба и переработки его в лентопрокатной части производства. Одновременно получаемая расплавленная окись алюминия, сливаемая через верхнюю летку, в изложницу, где продувается инертным газом (возможно, азотом), в результате чего и получается крупногабаритная заготовка – пенокерамический брус, механически разрезаемый на волноводы, покрываемые затем слоем алюминия.

6. В дальнейшем, видимо, целесообразно рассмотреть и альтернативные технологии получения кремния, алюминия и кислорода путем не фторирования (как показано выше), а хлорирования [26]; возможно также дополнительное извлечение, помимо Al и Si, также Ca и Mg, а в части окислителя – криогенного O₂ путем использования его как попутного продукта при добыче Fe.

7. В более далекой перспективе возможна доставка на окололунную орбиту с Луны топлива электромагнитными пушками (ускорителями) Не исключен переход к другой схеме формирования СВЧ-луча. Кроме того, возможно получение воды из льдосодержащего реголита из неосвежаемых приполярных кратеров; доставка воды с полюса (или с полярной окололунной орбиты) на экваториальную производственную базу возможна либо с помощью ЛР с кислород-водородными ЖРД.

Глава 7. Место Луны в перспективных проектах освоения космоса

В предыдущих разделах были обоснованы технические аспекты создания лунной производственной базы для постройки демонстрационной ЛЭС экологически чистого электроснабжения Земли. Несмотря на определенную долю оптимизма, заложенную в эти оценки, нет никаких сомнений в технической возможности создания лунной базы первого этапа и самой ЛЭС мощностью до 10 млн. кВт за короткое время – до 10 лет.

Возникает естественный вопрос: если все так просто, почему же сегодня нет не только самой ЛЭС, но даже не ведется никаких проектно-поисковых работ по освоению Луны как сырьевой базы (хотя например работы по экспедиции к Марсу ведутся).

Возможно, вопрос в финансировании? Действительно, приближенные оценки показывают, что затраты на создание лунной базы и ЛЭС значительны (по крайней мере, несколько десятков миллиардов долларов). Однако, такие деньги, в общем, есть. Так, всего несколько лет назад МВФ достаточно легко выделил Мексике около 40 млрд. долларов для оказания помощи в выводе ее из острого финансового кризиса. Имеются также некоторые фонды в ООН (например, для поддержки развивающихся стран, которые, кстати, и станут основными потребителями дополнительной электроэнергии ЛЭС, поскольку основной прирост населения, а, следовательно, и энергопотребления, прогнозируется именно у них). Часть этих стран («Азиатские тигры») и сами, в принципе, достаточно кредитоспособны, чтобы участвовать в финансировании такого проекта. Не следует исключать и возможности финансирования по линии мирового ТЭКа, годовой оборот которого составляет 4-5 трлн. долларов, при общей стоимости мирового ВВП до 30 трлн. Так что дело, видимо, не в деньгах, а точнее не столько в деньгах.

Возможно, смущают сроки строительства? Однако, имеются примеры успешного завершения гораздо более длительных долгостроев – тоннелей под проливом Цугару между островами Хонсю и Хоккайдо – 40 лет (примерно 40 километров), под ЛаМаншем – 17 лет (около 30 километров), под Монбланом – 15 лет (15 километров). В то же время имеются примеры резкого сокращения сроков в случае необходимости решения особо важных на-

циональных задач. Так, создание атомной бомбы и в США и в бывшем СССР заняло достаточно короткое время – 5-6 лет.

Имеются примеры реального и эффективного объединения ресурсов нескольких стран в международном масштабе – антигитлеровская коалиция во Второй мировой войне, антитеррористическая операция в Афганистане и др.

Пример международной кооперации дают и фундаментальные термоядерные исследования в обеспечение создания ТЯЭС. За 45 лет освоено до 50 млрд. долларов (хотя результат – реальная ТЯЭС – появится только через несколько десятков лет).

Скорее всего, дело в том, что человечество в целом пока еще не ощущает себя единой цивилизацией – «землянами», готовыми объединиться для решения важной глобальной задачи, например, обеспечение безопасности от столкновения Земли с космическим объектом естественного происхождения, хотя в художественной литературе и в киноискусстве имеются отличные произведения на эту тему, например, «И дольше века длится день...» (Ч.Айтматов). А в фильме «Астероид» убедительно показаны масштабы возможных разрушений.

Недавние «космические» события последних нескольких лет – падение кометы Шумейкера на Юпитер с возникновением громадного выброса вещества в виде тяжелых обломков, пролетевших близко от Земли, прохождение астероида Таурус на расстоянии всего нескольких сотен тысяч километров от Земли (т.е. в пределах т.н. сферы действия Земли), что представляло вполне реальную опасность, прошло для подавляющего большинства населения Земли почти незамеченным. В СМИ же в эти дни обсуждались проблемы, вроде бы более животрепещущие: цены на нефть, борьба с терроризмом и т.п. Хотя, пожалуй, некоторые сдвиги в сознании представителей верхних эшелонов власти состоялись: начались работы над системой дальнего обнаружения малых космических объектов. Таким образом, следует признать – человечество в целом для совместных действий по обеспечению своего безопасного и зажиточного будущего не готово.

Попытаемся найти другой, не абстрактный, а близкий и конкретный стимул к освоению сырьевых возможностей Луны – экономический, с учетом того, что уже сейчас ясно, что ни бизнес, ни госбюджеты не собираются финансировать не только работы по созданию штатной системы СВЧ-энергоснабжения тераваттного уровня, но даже и демонстрационной ЛЭС.

Заметим сразу, что рассмотренный подробно конкретный пример создания демонстрационной ЛЭС фактически подразумевает решение двух достаточно самостоятельных проблем – создание технологий для добычи и переработки космического (лунного) сырья и технологии дистанционной передачи энергии по СВЧ-лучу. Освоение обеих технологий (и создание соответствующей техники) выходит далеко за рамки поставленной узкой конкретной задачи. По существу, эти технологии и техника являются универсальными (многоцелевыми).

Первая технология включает создание космических материалов и лунных топлив для двигателей транспортных кораблей на трассе Луна-Земля, работающих на лунном топливе. При этом, в отличие от сегодняшней практики запусков единичных РН и КА, имеется в виду создание высокопроизводительного непрерывно действующего космического транспортного конвейера. Он позволит накапливать большие запасы лунного топлива для заправки самых разнообразных КА (для полетов в дальний космос, для смены экипажа станций на геостационарной орбите, создание запасов топлива для заправки многочисленных ракет-перехватчиков с ЯБЗ в системе защиты Земли от опасных космических объектов – ОКО (здесь потребности в топливе составляют свыше 10 тыс. т).

Вторая технология, где будет освоена техника крупномасштабного получения электроэнергии постоянного тока от СБ и преобразования его в управляемое СВЧ-излучение, годится не только как элемент электроснабжения Земли. Она может использоваться и как информационная система космического базирования для обнаружения ОКО на сверхдальних расстояниях (имея в виду громадные располагаемые мощности, от миллионов до миллиардов киловатт в СВЧ-луче радиотелескопа в режиме локатора). Более того, возможно воздействие локализованного импульса СВЧ-разряда на земную атмосферу для «выжигания» озоноразрушающего фреона в тропосфере, «наработки» озона в озонодефицитной сегодня стратосфере, разрушение зарождающихся тайфунов (потери от которых составляют более 20 миллиардов долларов в год).

Итак, забудем на время о демонстрационной ЛЭС и сосредоточимся только на производстве лунного топлива для коммерческих целей, имея в виду доставку его на непрерывно подпитываемую с Луны распределительную топливозаправочную станцию. В первую очередь имеется в виду производство кислорода (посколь-

ку он составляет основную часть любых химических топлив – от 65-70% для топливной пары кислород-алюминий или кислород-кремний и до 85% в паре кислород-водород). Лунное производство ракетного топлива (т.е. топлива для космических ракетных двигателей) будет рентабельным лишь при достаточно большом объеме производства, т.е. при наличии устойчивого гарантированного спроса. Сегодня ежегодный объем топлива во всех КА, стартующих с околоземной орбиты, составляет 250-300 т топлива. В более далекой перспективе, когда для системы ОКО потребуется 10-15 тыс. т топлива при десятилетнем сроке развертывания системы, темп доставки его с Луны на ОИСЗ возрастет до 1000-1500 т в год, что вполне доступно рассмотренной для ЛЭС космической транспортной системе на основе лунной ракеты с ЖРД на кислород-алюминий и межорбитального буксира с ЭРД на кислороде при мощности СБ 10 МВт. Стоимость лунного топлива на ОИСЗ оказывается примерно на порядок ниже, чем доставка любого топлива с Земли сегодняшними носителями (2000 \$ / кг для «Протона» и до 10000 \$ / кг на «Спейс Шаттле»). Сокращение стоимости выведения благодаря применению лунного топлива даст экономию порядка 1 миллиарда \$ в год, что при наличии устойчивого спроса, даже всего лишь в течении 10 лет, даст суммарный доход в несколько миллиардов. Этого уже, по-видимому, достаточно для проявления интереса к этому проекту даже со стороны частных финансовых компаний. При этом объем производства топлива на Луне, с учетом затрат на его транспортировку, составит 2000 т в год. Лунный топливный завод в данном случае существенно проще, если ограничиться только производством кислорода (отсутствует сложное производство алюминия и кремния с применением привозного фтора и тяжелого оборудования).

Другим возможным путем улучшения экономических показателей систем выведения являются рассматриваемые сейчас схемы доставки на ОИСЗ с помощью двухступенчатой системы. Первая ступень – кислород-водородный суборбитальный аппарат, разгоняющий полезный груз до скорости 6 км/с на высоте 150 км. Там он перехватывается ступенью орбитального базирования, работающей на лунном кислород-алюминиевом топливе, после чего доставляется на рабочую орбиту дежурства топливозаправочной станции. В такой схеме при доставке одинаковой массы полезного груза общая масса обеих ступеней почти в 3 раза меньше массы одноступенчатого кислород-водородного носителя.

Поиск путей коммерческого использования дистанционной передачи энергии по СВЧ-лучу по схеме «Земля – геостационарный КПО – Земля» показал, что при мощности примерно 10 млн кВт/эл и дальности передачи свыше 6-8 тыс. км система вполне конкурентоспособна с наземными проводными ЛЭП. При этом заодно будут обрабатываться в натуральных условиях два важных элемента демонстрационной ЛЭС: управление и наведение КПО, а также наземная ректенна.

Даже маломощная лунная производственная база с грузопотоком топлива всего 500 т на околоземную орбиту уже может дать определенный вклад в разработку экологически чистых ТЯЭС путем начала добычи ${}^3\text{He}$ из лунного реголита, где его содержание составляет 10^{-8} ($10^{-6}\%$). Потребный объем добычи топлива 3 тыс. т, объем добычи исходного реголита – 60 тыс. т в год обеспечивают добычу 0,6 кг ${}^3\text{He}$ в год. Этого уже достаточно для некоторых важных физических экспериментов в обеспечении создания термоядерных реакторов.

Освоение в процессе эксплуатации пионерной производственной лунной базы межорбитального солнечно-электрического буксира с ЭРД модульной схемы при общей мощности до 10 МВт, отработка ЭРД на рабочих телах кислороде и водороде и создание в перспективе мощных ЯЭУ замкнутых схем с газотурбинным циклом при мощностях в десятки МВт открывает возможность для эффективной добычи ${}^3\text{He}$ при масштабах десятки и сотни тонн в год из водородно-гелиевой атмосферы Урана с доставкой его к Земле при использовании «уранового» водорода в качестве рабочего тела ЭРД в обратном полете.

Таким образом, создание на первом этапе коммерческого производства «лунного» кислорода, а затем топлив кислород-алюминий и кислород-кремний, являются ключевым элементом для запуска «саморазвивающегося» процесса создания будущих мощных ЛЭС и ТЯЭС, которые обеспечат всевозрастающее население Земли обильной, дешевой и экологически чистой электроэнергией, а в перспективе смогут гарантировать и защиту Земли от любых космических катастроф глобального масштаба.

Заключение

Исследования и проектные проработки по экологически чистой электроэнергетике в области термоядерных электростанций с ^3He и электроядерных АЭС на уране и тории ведутся в России и за рубежом уже десятки лет многими крупными коллективами. Значительная часть проблем уже решена, результаты эти широко обсуждались, и по этой причине в нашей книге о них говорилось кратко. Что касается способа «беспарникового» электроснабжения Земли с Лунных электростанций по СВЧ-лучу (ЛЭС), то эта идея родилась не более полутора десятков лет назад; она практически неизвестна не только широкой публике, но и научно-техническому сообществу, и потому основная часть книги посвящена именно этой проблеме. Из анализ приведенных материалов можно сделать ряд основных выводов:

Современное состояние мировой наземной энергетики, на 85% состоящей из ТЭС, работающих на угле и углеводородном топливе, при общей сегодняшней мощности около 3 млрд кВт и темпах прироста за последние 50 лет 40 млн кВт в год, не способно обеспечить экологически чистой электроэнергией будущие потребности человечества (оцениваемые обычно в 10 млрд кВт к 2050 году – когда население достигнет 7,5-10 млрд человек) из-за глобального потепления и истощения запасов углеводородного топлива.

Наиболее перспективными способами экологически чистого (в т.ч. «беспарникового») электроснабжения Земли признаны электроядерные АЭС, термоядерные электростанции, работающие на ^3He , и дистанционное электроснабжение по микроволновому лучу с лунных электростанций (ЛЭС).

До сегодняшнего времени развитие базовой наземной мировой электроэнергетики и космонавтики происходило по своим собственным законам, они практически не зависели друг от друга. Сегодня же создание и эксплуатация «беспарниковой» энергетики (использование энергетических ресурсов Луны и доставка ^3He из атмосферы Урана и иных внешних планет) очевидным образом невозможно без участия космонавтики и без создания соответствующей космической техники.

Предполагая, что в структуре всего электроэнергокомплекса к 2050 году (часто называемому в качестве «критической точки»)

неизбежно сохранится часть тепловых электростанций, мощность всех беспарниковых электростанций составит примерно 7,5 млрд кВт (в предположении примерно равных долей энерговыработки на электроядерных, термоядерных и лунных станциях). Характерная мощность такой модульной ЛЭС составит примерно 2,5 млрд кВт, а площадь лунного солнечно-микроволнового энергоизлучательного комплекса не превысит 3% от поверхности Луны.

Учитывая новизну и сложность создания такого крупномасштабного объекта (включая создание космической транспортной системы и т.д.), неперенным этапом станет создание действующего демонстрационного образца ЛЭС (ДемЛЭС) с мощностью в несколько миллионов кВт (соизмеримой с мощностями нынешних типовых ЭС различных типов и с мощностью единичного модуля штатной ЛЭС).

Транспортная космическая система минимальной численности в составе одной многоразовой ракеты массой 200 т (при массе конструкции 20 т), работающей на лунном топливе, и одного межорбитального буксира на солнечно-энергетической двигательной установке (ЭРД) позволит за три четырехмесячных рейса доставить на поверхность Луны до 500 т груза – оборудование лунных заводов.

При использовании указанной транспортной системы, с некоторым наращиванием ее парка, создание демонстрационной ЛЭС возможно за 10-15 лет. Это, в свою очередь, позволит рассчитывать на создание штатной ЛЭС к 2050 году.

Снабжение всех термоядерных электростанций Земли потребует доставки до 250 т ^3He в год, реализуемого, например, ежегодным запуском трех 450-тонных космических аппаратов-танкеров с электроядерными энергоустановками мощностью по 50 МВт.эл.

Создаваемая с чисто прагматической целью новая космическая техника, использование космических топлив, а также освоение технологии и техники передачи больших СВЧ-мощностей на значительные расстояния (до 400 тыс. км) позволит не только решить конкретную проблему экологически чистого энергоснабжения Земли, но имеет и еще целый ряд практических приложений.

Так, в качестве решаемых на этой базе задач могут быть упомянуты: увод радиоактивных отходов за пределы Солнечной системы; складирование лунного топлива в орбитальных хранилищах (для заправки как любых космических аппаратов на коммерческой

основе, так и ракет системы защиты Земли от опасных астероидов); передача больших электрических мощностей по СВЧ-лучу между наземными объектами через геостационарный отражатель; воздействие с ЛЭС на наземную атмосферу сильно сфокусированным лучом в виде локализованного импульсного разряда для выжигания озоноразрушающих фреонов и разрушения зарождающихся тайфунов. Разгонные ракетные космические блоки хорошо вписываются в уже формирующуюся концепцию космического туризма, а также открывают исключительные возможности в некоммерческих областях, например, исследования с помощью тяжелых космических аппаратов с ядерными энергетическими установками дальних планет Солнечной системы и запуск межзвездных зондов.

Первоочередной проблемой экологически чистой энергетики (которая, в свою очередь, является ключом к устойчивому развитию человечества) является освоение Луны. Эта проблема, несомненно, должна решаться в рамках широкого международного сотрудничества.

Литература

Федотов А.П.. Глобалистика. Начала науки о современном мире. – «Аспект пресс». 2002. 223 стр.

Хефеле В., Руденко Ю.Н. . Можно ли найти разумную стратегию развития энергетики? – Наука в СССР. 1991. № 1.

Parkinson P.C. The Space Economy 2050 A.D. – JBIS. Vol. 44, 1991. p.111-120.

Эрике К.. Будущее космической индустрии. – Машиностроение, М..1979.

Марчук Г.И., Пономарев-Степной Н.Н., Савин А.И. Перспективы развития ядерной энергетики и управления ею на базе технологий нового направления (Вариант трехкомпонентной схемы с использованием электроядерных установок для переработки активных отходов ядерной энергетики). – «Радиотехника и управление» (электроника, связь, радиотехника, человек) № 4-6, 2002, изд. РАСУ, Москва, стр. 46-54.

Kulcinski G.L., Shmitt. The Moon: an Abundant source of Clean and Safe Fusion Fuel for the 21-st Century. – 11-th International Scientific Forum an Fueling the 21-th century. 29 sept-6 oct 1987. Moscow.

Головин И.Н.. Энергетика XXI века и термоядерные реакторы, сжигающие гелий-3. – ИАЭ им. Курчатова 1992. (Доклад представленный на международный коллоквиум Голландской Академии Наук и Искусств «Технологии получения энергии и поддерживающие их долгосрочные программы». Нордвийкерхоут, 3-7 декабря 1991).

Варваров Н.А. Космические электростанции. – Техника Молодежи, 1960. № 1 С. 94.

Glaser P.E. Power from the Sun: its future. – Science, 1968. vol. 168. p. 587.

O'Neill G.K. Space colonies and Energy Supply to the Earth. – Science. 1975, vol. 190. 421. pp. 943-947.

Criswell D.R., Waldron R.D. Lunar system to supply solar electric power to Earth. – 25th IECEC. Nevada, Aug. 12-17 1990

Akimov V., Yeskov Yu., Koroteev A., Semionov V. Earth's energy supply from space: prospects and stages. – Perspective in Energy. V. 2 (4) 1992-1994, pp 392-419.

Yeskov Yu.M., Akimov V.N., Arkhangelsky N.I.. Lunar station for electricity supply to Earth by use of microwave beams of GW

power. – (Keldysh – Scientific – Research of Thermal Processes) Perspective in Energy. 1994-1995, vol. 3. pp. 307-313.

Yeskov Yu. M., Koroteev A.S., Sviridonov A.I. Concept and Hardware for Deploying the Lunar Station Supplying Energy to Earth by Microwave Beam. – Space Energy and Transportation. 1996 vol. 1, № 3. pp.178-187.

Lewis J.C. ^3He for Fusion. The Willie Sutton principle. – Second International Symposium SPS-91 Power from Space. Paris/Gif-sur Yvette. 27-30 Aug. 1991.

Еськов Ю.М. Космонавтика XXI века. – Техника Молодежи. 2001, № 4. стр. 2-5.

Еськов Ю.М. За чистым топливом – на Уран. – «Россия» 65 (465) 11 апреля 2002.

Еськов Ю.М. «Лунмаш»: ничего невозможного нет. – Техника Молодежи. 2002. № 1. стр.10-13

Еськов Ю.М. Топливо из лунного сырья. – «Земля и Вселенная» № 4 2001 года стр.55-62.

Еськов Ю.М.. Оценка эффективности применения лунного ракетного топлива в системах выведения на околоземную орбиту и при запусках космических аппаратов на межпланетные траектории. – Доклад на 4-ом аэрокосмическом конгрессе. Москва 2003 (в печати).

Eskov Yu. M.. A Lunar-Fuel universal system of the transport spacecraft provided with the low- and high-thrust rocket engines – J.V.I.S., 1998, vol.51. pp.69-24.

Landis G. A.. Materials for solar array production on the Moon. – Ohio Aerospace Institute Research center. 1994.

Demetriades S.T. A Novel System for space flight using a propulsion fluids accumulation. – J.V.I.S., 1959. vol.17 № 5 pp.114-119.

Сметанников В.П., Акимов В.Н., Еськов Ю.М.. Проблемы использования ресурсов планет Солнечной системы для потребностей Земной цивилизации. – Тезисы докладов пятой международной конференции «Ядерная энергетика в космосе» г. Подольск, Московская обл.1999.

Бацких Г.И., Хворостяный Ю.Н. Экспериментальная установка для формирования мощного сфокусированного потока СВЧ-излучения. – Известия Академии Наук. Энергетика. М. «Наука» 1992. №4 с 92-103.

Миронов С.В. Что делать? Глобальная энергетика и космонавтика. – ГАИШ МГУ, Вестник SETI, 2003.

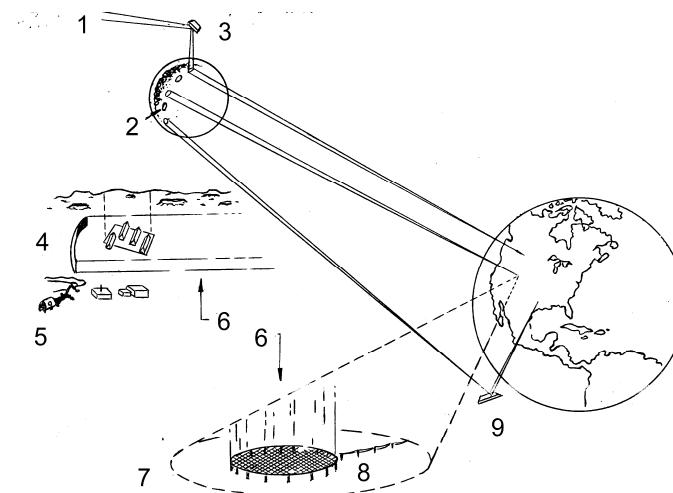


Рисунок 1. Концепция «Лунная энергетическая система (ЛЭС)» (по Крисвеллу). 1 – солнечное излучение; 2 – лунная микроволновая станция; 3 – орбитальный солнечный отражатель («подсветка»); 4 – рефлектор-радиоотражатель; 5 – экскавация сырья и производство материалов; 6 – микроволновые пучки; 7 – приемный пост; 8 – приемная преобразовательная антенна (ректенна); 9 – космический пассивный отражатель (КПО).

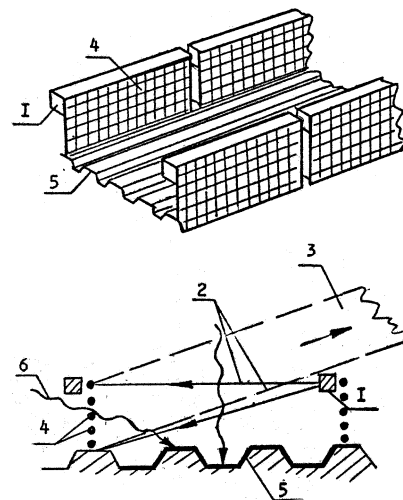


Рисунок 2. Схема формирования управляемого СВЧ-луча на ФАР энергоизлучательного комплекса (вариант с зеркальной сканирующей антенной). 1 – ФАР-облучатель из твердотельных СВЧ-генераторов; 2 – падающий СВЧ-луч; 3 – отраженный СВЧ-луч; 4 – отражатель из проводящей сетки («зеркало»); 5 – источник электропитания (ФЭП); 6 – солнечное излучение.

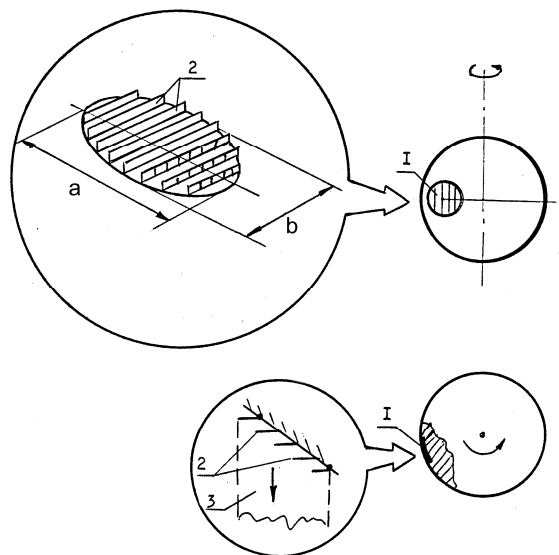


Рисунок 3. Схема и параметры лунного энергоизлучательного комплекса (СВЧ-комплекса) (вариант с зеркальной сканирующей антенной). 1 – энергоизлучательный комплекс (ЭИК); 2 – полотно ФАР, формирующей многолучевую диаграмму направленности; 3 – управляемое СВЧ-излучение.

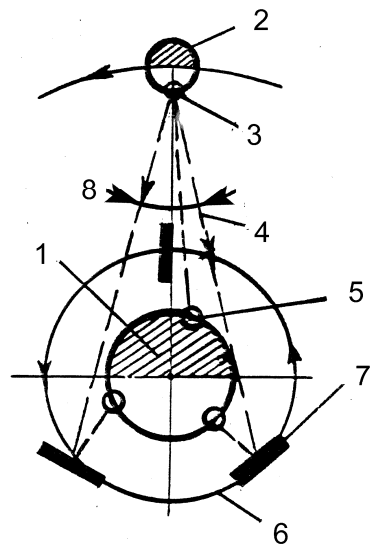


Рисунок 4. Основные элементы лунной демонстрационной системы (ЛЭС). 1 – Земля; 2 – Луна; 3 – лунная передающая станция; 4 – СВЧ-луч; 5 – приемно-преобразующая антенна (ректенна); 6 – геостационарная орбита; 7 – космический пассивный отражатель (КПО); 8 – угол сканирования. (Примечание: положение ректенны и КПО показаны с интервалом в 8 час.)

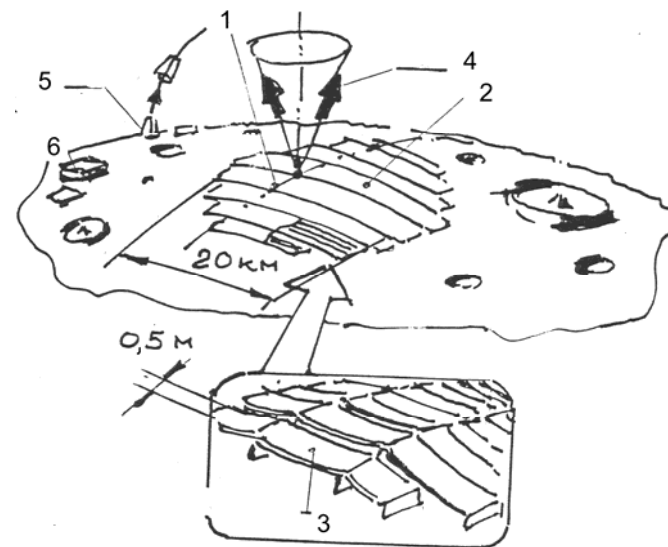


Рисунок 5. Лунная энергетическая демонстрационная станция (ЛЭС). 1 – лунный экватор; 2 – передающая антенна (энергоизлучающий комплекс); 3 – антенная лента; 4 – микроволновый луч в зоне сканирования; 5 – космодром; 6 – производственная база и жилой комплекс.

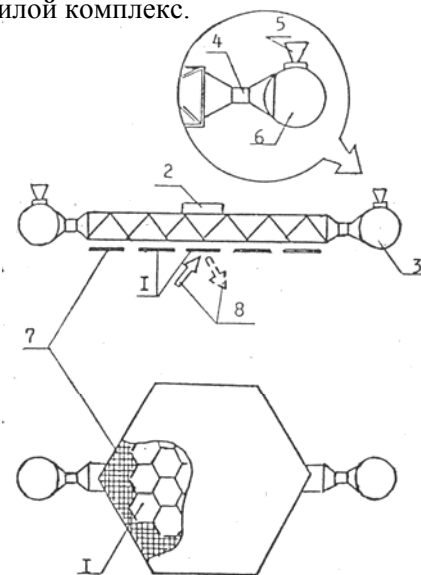


Рисунок 6. Космический пассивный отражатель с ДУ удержания. 1 – радио-отражающая поверхность из управляемых модулей; 2 – служебные системы; 3 – сменные расходимые элементы; 4 – стыковочный узел с силовым электроразъемом; 5 – ЭРД; 6 – бак с рабочим телом; 7 – ректенна (питание ЭРД); 8 – СВЧ-излучение.

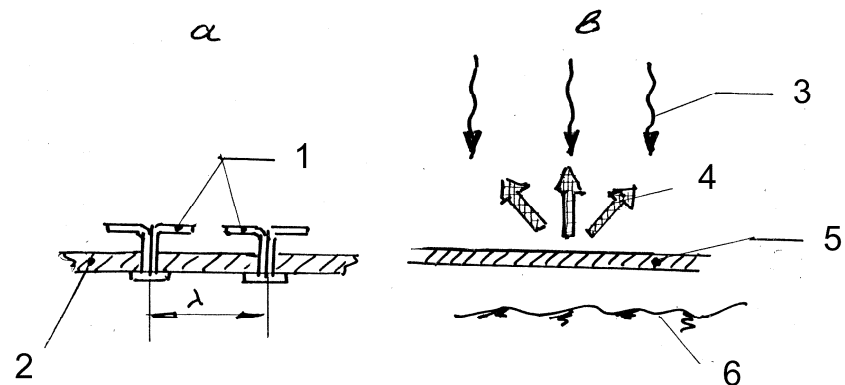


Рисунок 7. Схема (а) и принцип функционирования (б) системы СБ + ФАР. 1 – единичная радиоизлучающая антенна ФАР; 2 – источник электроэнергии; 3 – солнечное излучение; 4 – управляемое радиоизлучение; 5 – «излучающее полотно» ФАР; 6 – лунная поверхность.

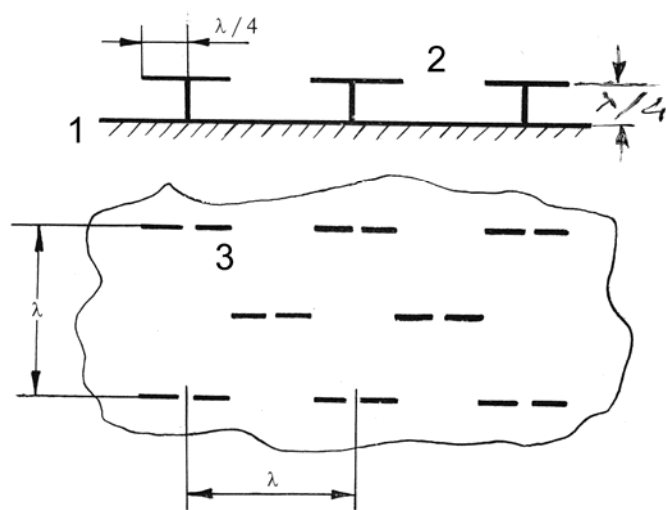


Рисунок 8. Геометрия «излучающего полотна» ФАР. 1 – радиотражающая поверхность; 2 – фидерная линия; 3 – четвертьволновые антенны-вibrаторы.

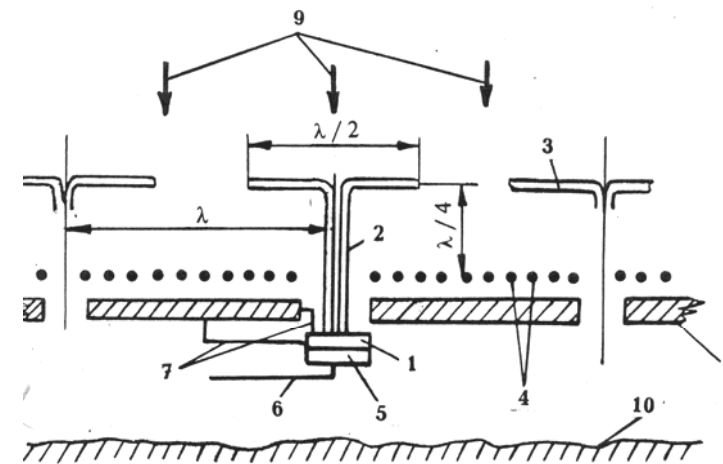


Рисунок 9. Физическая схема энергоизлучательного комплекса. 1 – твердотельный СВЧ прибор (усилитель); 2 – фидерная линия; 3 – четвертьволновый антенный вибратор; 4 – радиотражающий экран-решетка; 5 – фазовращатель; 6 – управляющая линия от задающего СВЧ-прибора; 7 – тоководы; 8 – фотопреобразователь (СБ); 9 – солнечное излучение; 10 – лунная поверхность.

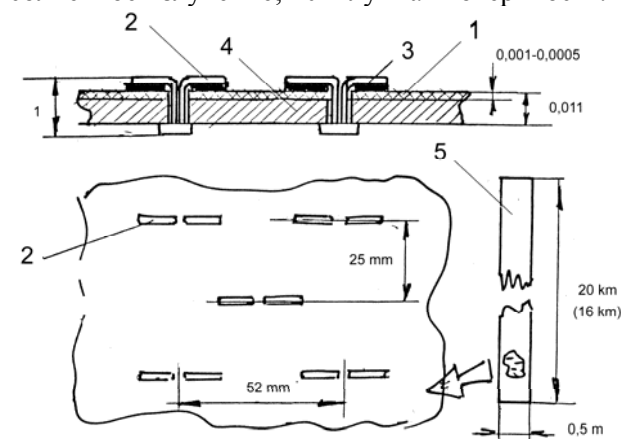


Рисунок 10. Общий вид энергоизлучающей ленты. 1 – электрогенерирующий слой Si; 2 – четвертьволновая антенна-вibrатор; 3 – дистанцирующий слой феррита; 4 – подложка из железной фольги; 5 – энергоизлучающая лента в сборе.

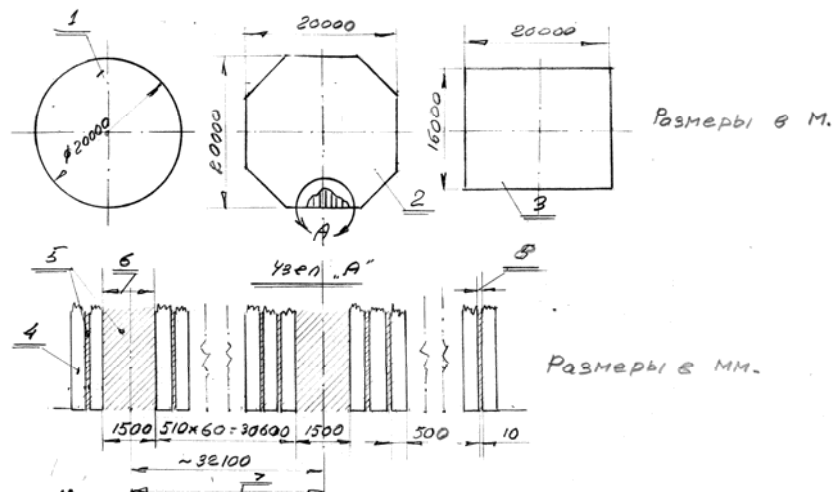


Рисунок 11. Теоретические и практические размеры ФАР и ЭИК Дем-ЛЭС. 1 – теоретический; 2 – практический; 3 – модель для расчета массы ЭИК; 4 – излучающий участок ФАР (антенная лента); 5 – неизлучающий участок; 6 – ширина обода колеса монтажного комбайна-лунохода; 7 – колея комбайна; 8 – межленточный технологический зазор.

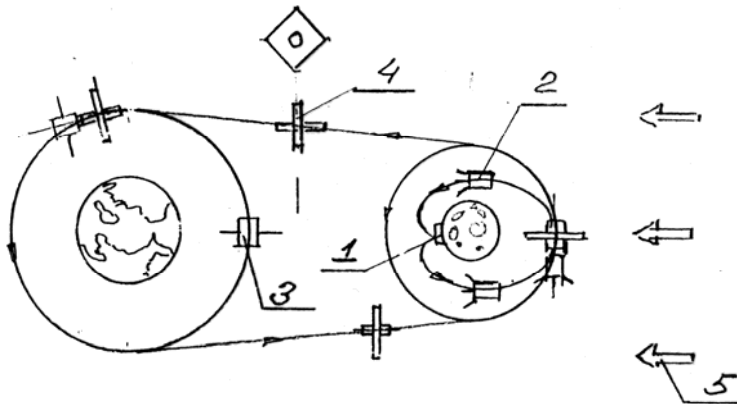


Рисунок 12. Схема взаимодействия звеньев грузовой системы. 1 – лунный топливный завод; 2 – лунная ракета; 3 – топливозаправочная станция; 4 – межорбитальный буксир; 5 – солнечное излучение. (Примечание: многovitковые траектории «раскрутки» от Земли и «скрутки к луне» не показаны.)

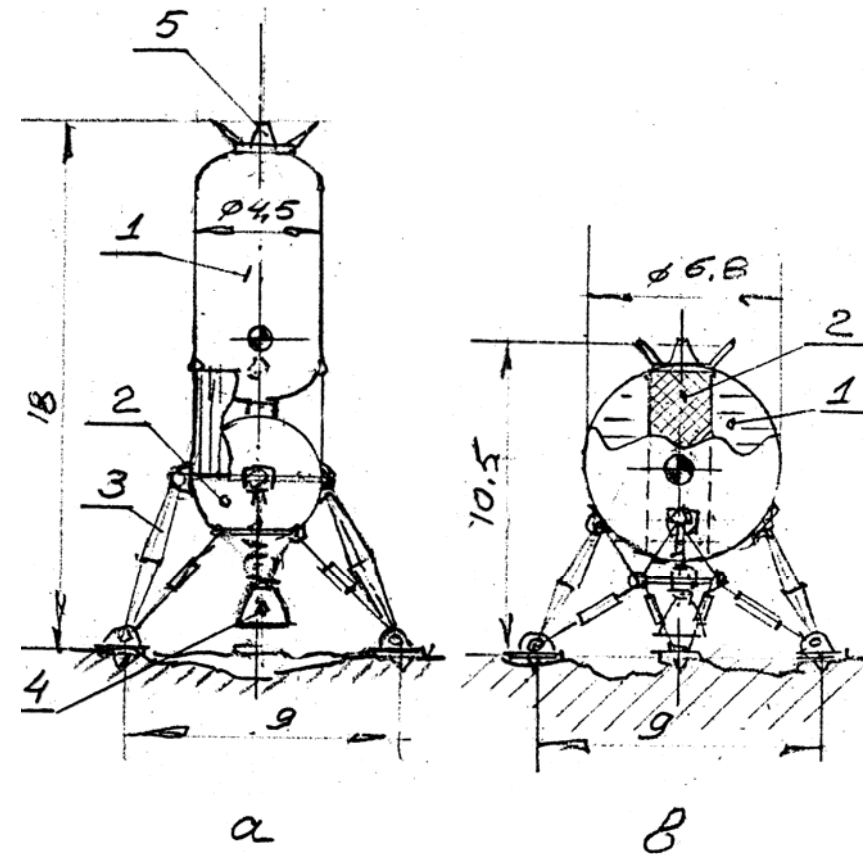


Рисунок 13. Варианты схем лунной ракеты с ЖРД на кислород-алюминиевом топливе. 1 – бак с жидким кислородом; 2 – бак с порошкообразным алюминием; 3 – посадочное устройство; 4 – двигатель; 5 – стыковочно-переливной узел.

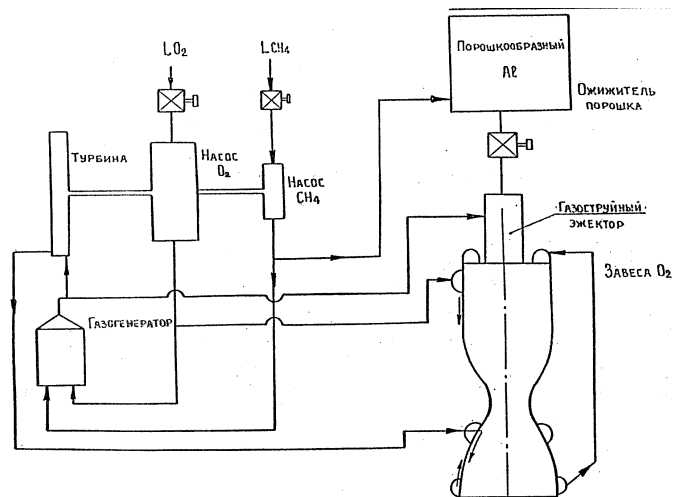


Рисунок 14. Схема ракетного двигателя, работающего на лунном топливе «жидкий кислород + порошкообразный алюминий» с присадкой 2% метана (по данным ИЦ им. Келдыша).

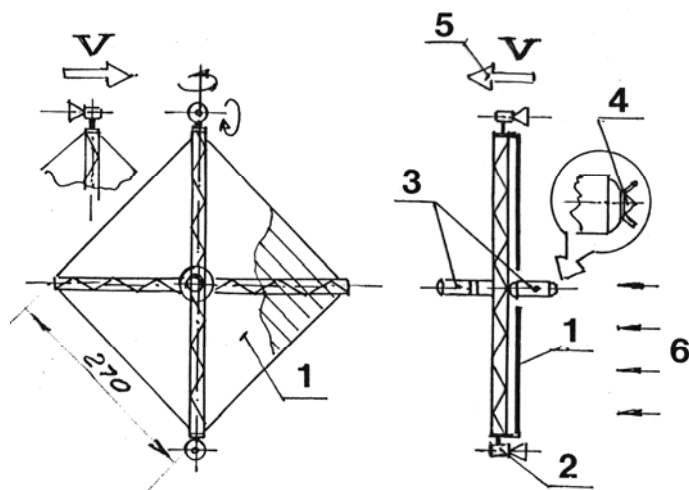


Рисунок 15. Схема межорбитального буксира с солнечно-электрической двигательной установкой. 1 – солнечная батарея; 2 – электроракетный двигатель; 3 – баки с рабочим телом и полезным грузом (топливом); 4 – стыковочно-переливной узел; 5 – направление полета; 6 – солнечное излучение.

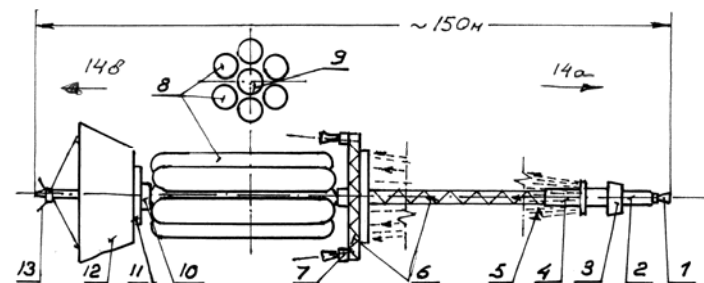


Рисунок 16. Возможная компоновка ТКА для полета к Урану и доставки к Земле криогенного ${}^3\text{He}$ ($M_{\text{He}} = 70 \text{ т}$). 1 – ЭРД для ОИСУ; 2 – ядерный реактор; 3 – тепловая радиационная защита; 4 – турбокомпрессоры-электрогенераторы; 5 – капельный ХИ; 6 – раздвижная ферма; 7 – маршевые ЭРД межпланетного участка; 8 – баки с водородом; 9 – бак с товарным ${}^3\text{He}$; 10 – приборный отсек; 11 – ожижительно-разделительный агрегат; 12 – входной диффузор; 13 – стыковочно-переливной узел ${}^3\text{He}$; 14 – направление полета (14a – на межпланетном участке и на ОИСУ3, 14b – на ОИСУ).

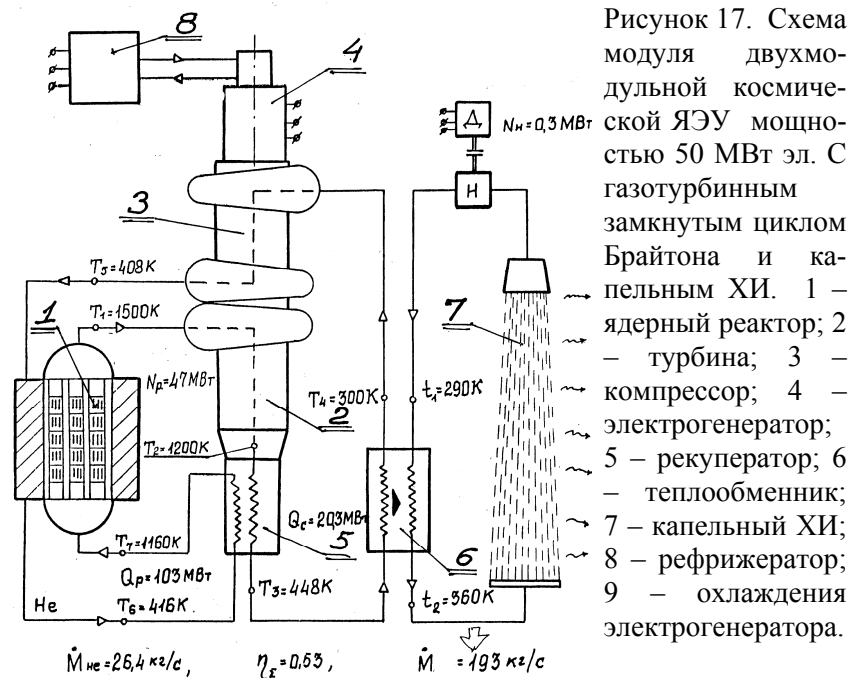


Рисунок 17. Схема модуля двухмодульной космической ЯЭУ мощностью 50 МВт эл. С газотурбинным замкнутым циклом Брайтона и капельным ХИ. 1 – ядерный реактор; 2 – турбина; 3 – компрессор; 4 – электрогенератор; 5 – рекуператор; 6 – теплообменник; 7 – капельный ХИ; 8 – рефрижератор; 9 – охлаждения электрогенератора.

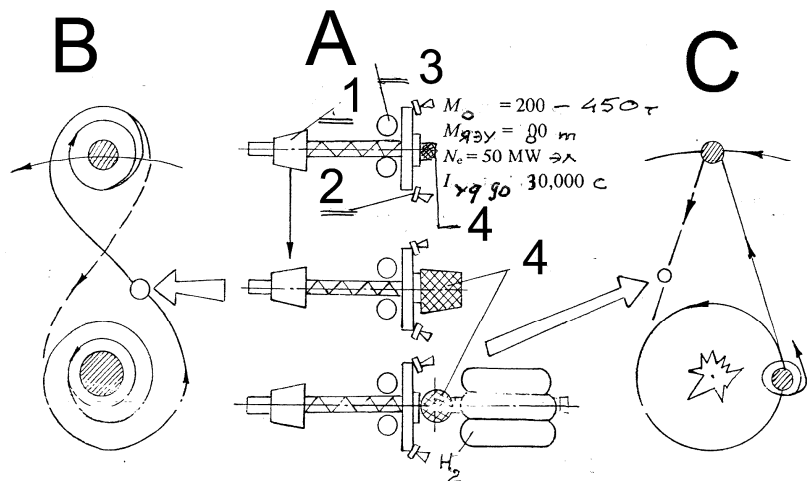


Рисунок 18. Универсальная ЯЭУ для полетов к Луне и Урану. А: ЯЭУ. 1 – реактор; 2 – сменные ЭРД; 3 – сменные баки с рабочим телом ЭРД; 4 – полезная нагрузка. В: траектория полета к Луне. С: траектория полета к Урану.

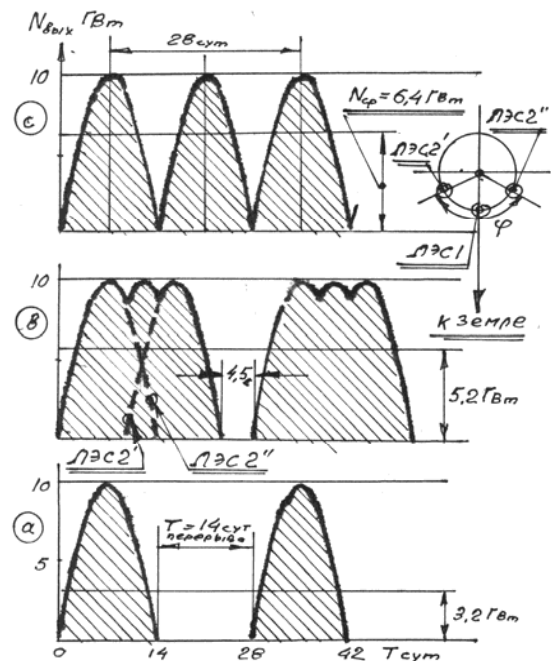


Рисунок 19. Циклограмма среднесуточной мощности на выходе из реактенны для однопозиционных и двухпозиционных ЛЭС. а – однопозиционная ЛЭС; б – двухпозиционная ЛЭС, $\varphi = 120^\circ$; в – двухпозиционная ЛЭС, $\varphi = 180^\circ$.

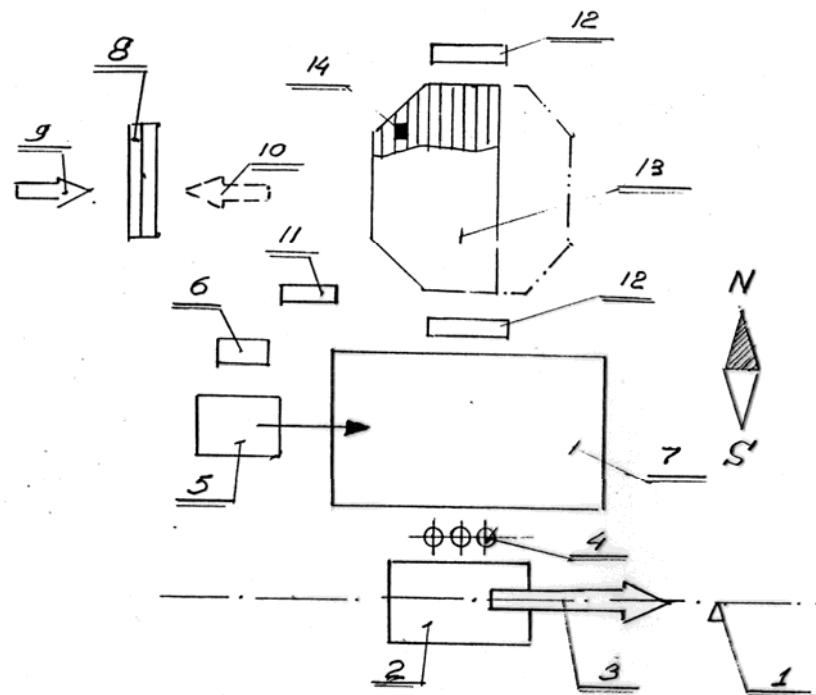


Рисунок 20. Расположение основных объектов лунной базы. 1 – экватор; 2 – космодром; 3 – направление пусков ЛР; 4 – топливохранилище; 5 – карьер; 6 – жилой комплекс; 7 – промзона (заводы № 2 – 6); 8 – электростанция (СБ); 9 – направление солнечных лучей (вечер); 10 – направление солнечных лучей (утро); 11 – парк научных подъемно-транспортных машин; 12 – промежуточный склад изделий для монтажа; 13 – энергоизлучательный комплекс (ЭИК); 14 – монтажный луноход-комбайн.

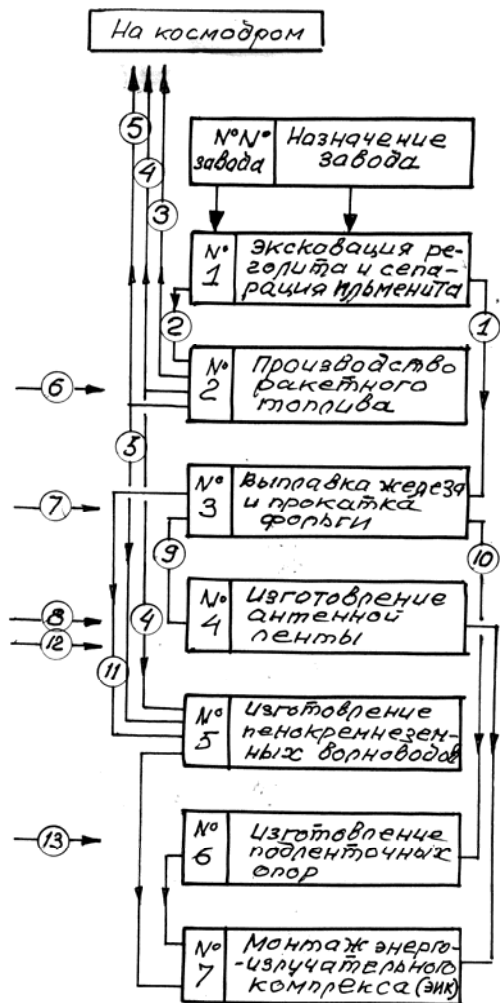


Рисунок 21. Взаимодействие заводов лунной производственной базы и состав потоков сырья, полуфабрикатов и готовых изделий. 1 – ильменит; 2 – «безжелезные» реголит; 3 – жидкий кислород; 4 – алюминий – порошок; 5 – кремний – порошок; 6 – KF пусковой; 7 – H_2 пусковой; 8 – SiH_4 с кремнием «солнечной» чистоты; 9 – рулонная фольга; 10 – тонкостенные трубы для опор; 11 – кислород газообразный; 12 – твердотельные СВЧ-усилители; 13 – электровакуумные приборы (клистроны или амолитроны). (Примечание: «пусковые» компоненты 6, 7, 8, а также готовые изделия 12 и 13 доставляются с Земли.)

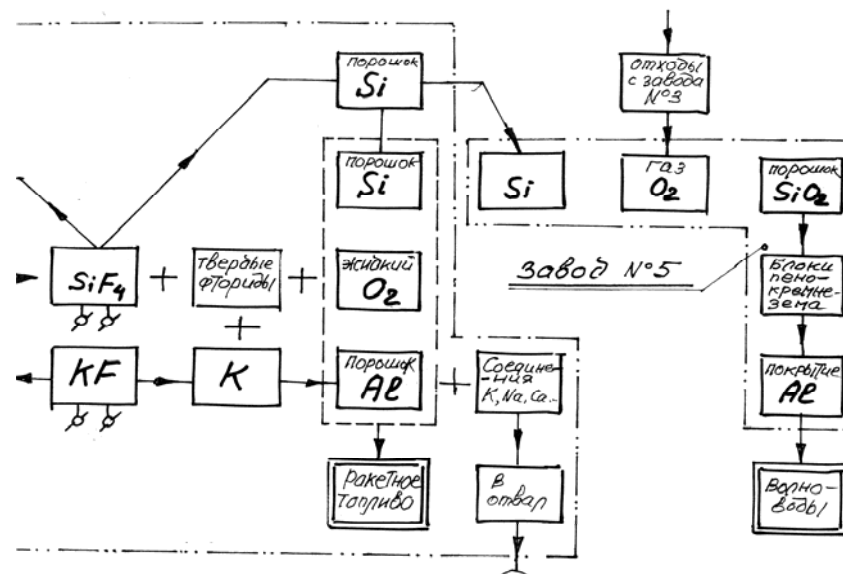


Рисунок 22. Упрощенная схема производства ракетного топлива, пеноскремнеземовых волноводов и взаимодействия заводов № 1, 2, 3 и 5.

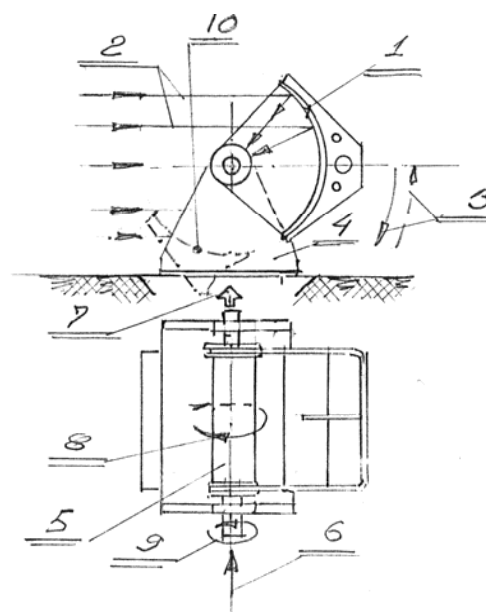


Рисунок 23. Схема солнечной печи для получения O_2 и SiF_4 . 1 – зеркало; 2 – солнечные лучи; 3 – система наведения на Солнце; 4 – опора; 5 – теплоприемник-реактор; 6 – подача фтора; 7 – выход газообразных продуктов реакции; 8 – направление вращения кварцевой трубы; 9 – направление вращения внутренней никелевой трубы подачи фтора; 10 – положение зеркала в лунный полдень.

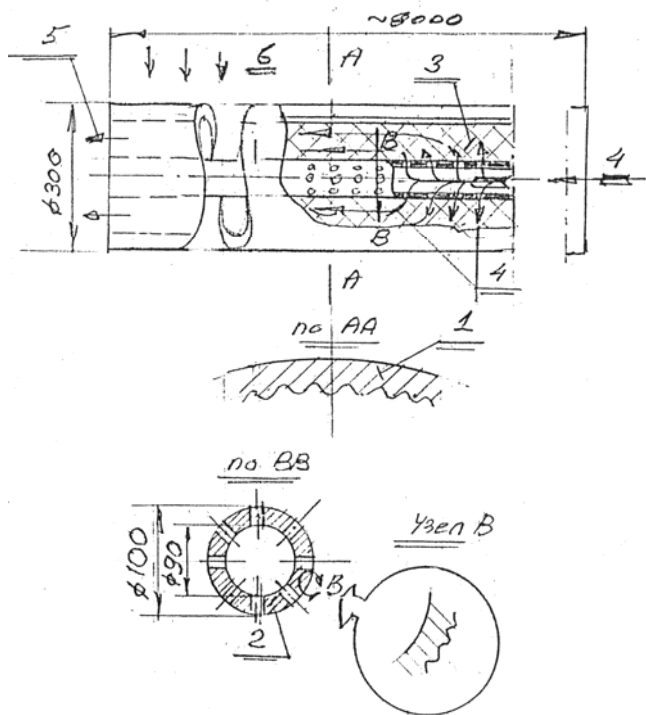


Рисунок 24. Схема теплоприемника-реактора солнечной печи. 1 – внешний корпус (SiO₂ –плавленый); 2 – внутренний трубопровод (Ni); 3 – обрабатываемый реголит; 4 – подача F₂; 5 – выход газообразных продуктов реакции (O₂ + SiF₄); 6 – солнечное излучение.

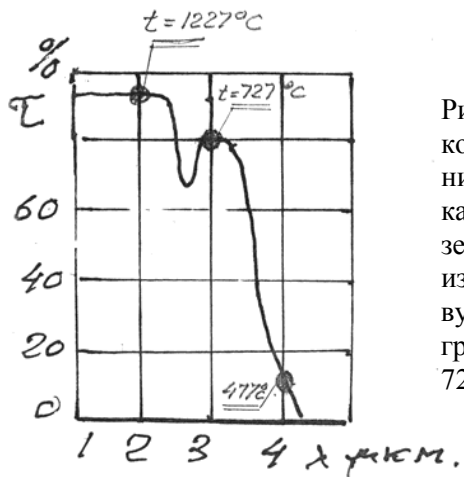


Рисунок 25. Зависимость коэффициента пропускания стенки теплоприемника из плавленного кремнезема (τ) от длины волны излучения (λ) соответствующих температурам нагрева реголита 1227° С, 727° С и 477° С.

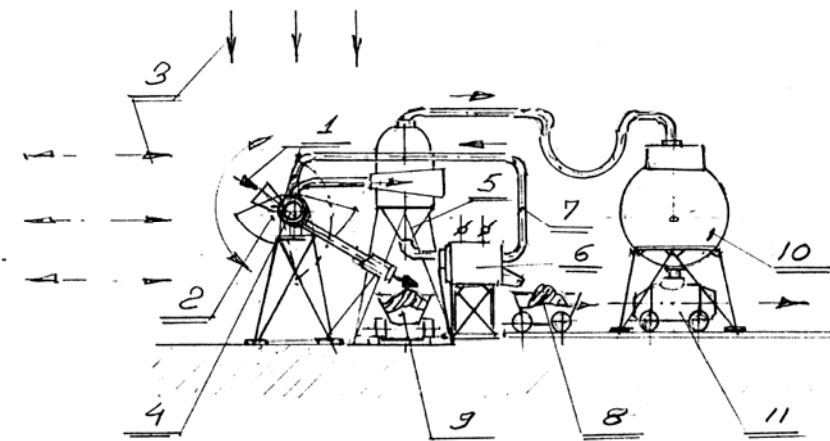


Рисунок 26. Фрагмент завода ракетного топлива (завод № 3). 1 – подача безильменитного сырья («хвосты» завода № 1); 2 – зеркало солнечной печи; 3 – солнечное излучение; 4 – теплоприемник солнечной печи; 5 – циклон отделения твердого SiF₄; 6 – электролизер; 7 – возвратный F₂; 8 – порошкообразный кремний (на космодром); 9 – в производство Al; 10 – криогенный кислород; 11 – криогенный кислород на космодром.

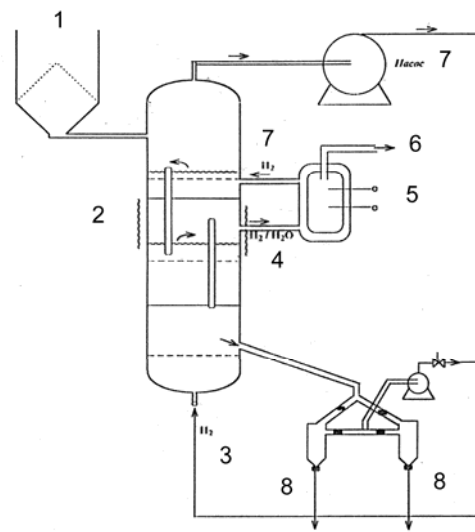


Рисунок 27. Схема промышленной лунной установки для непрерывного производства кислорода обработкой ильменита в присутствии водорода. 1 – подача ильменита; 2 – электронагреватель; 3 – подача H₂; 4 – выход H₂ + H₂O; 5 – электролизная камера; 6 – выход и ожижение O₂; 7 – выход обратного H₂; 8 – отработанные твердые продукты; 9 – возврат H₂ в цикл.

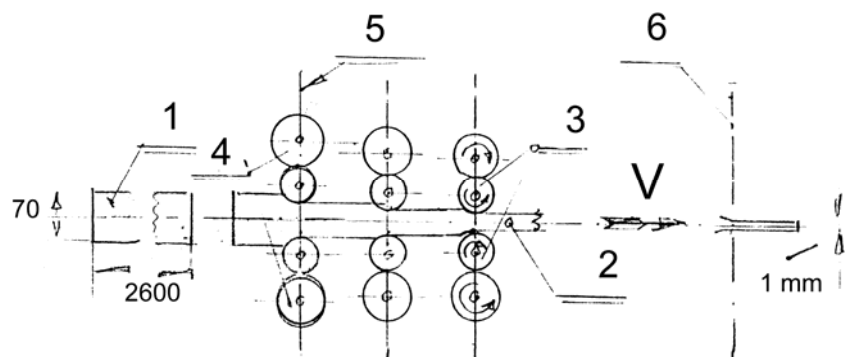


Рисунок 28. Горячая прокатка ленты-заготовки на непрерывном многоклетьевом линейном стане. 1 – заготовка-сляб $70 \times 550 \times 2600$ мм; 2 – прокатываемая лента; 3 – рабочие валки; 4 – прижимные валки; 5 – клеть № 1; 6 – клеть № 5.

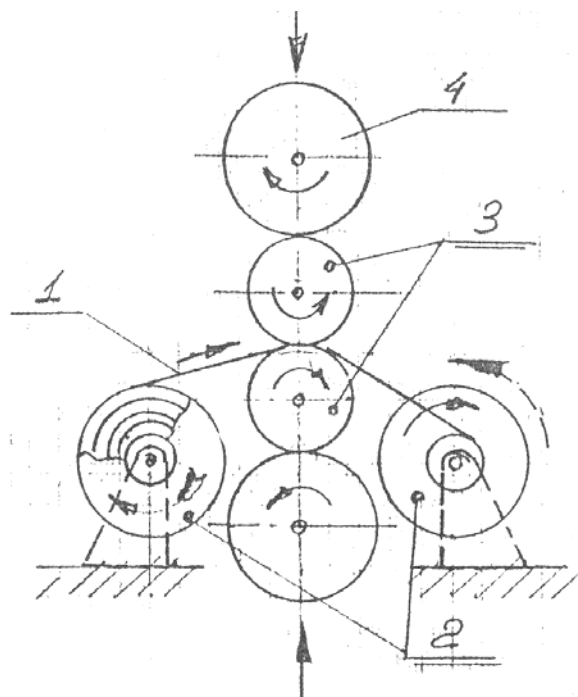


Рисунок 29. Схема холодной прокатки ленты на реверсивном стане ($b_{нач} = 1000$ мкм, $b_{кон} = 10$ мкм). 1 – железная лента $b = 500$ мм; 2 – реверсивные бобины; 3 – рабочие валки; 4 – прижимной валок.

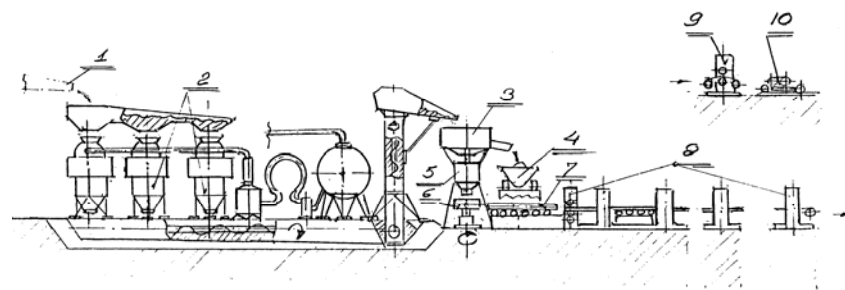


Рисунок 30. Вариант компоновки завода № 3 по выплавке железа и прокатке фольги. 1 – подача ильменита; 2 – нагрев ильменита и получение смеси $Fe + TiO_2$; 3 – электромагнитное отделение TiO_2 ; 4 – отправка TiO_2 в отвал; 5 – электропечь плавки Fe; 6 – изложница с кантователем; 7 – сляб; 8 – многоклетьевого стан горячей прокатки полуфабриката – ленты с $b_{кон} = 1$ мм; 9 – реверсивный стан холодной прокатки фольги с $b_{кон} = 20$ мкм; 10 – транспортировка рулонов фольги на завод № 4 для нанесения Si и радиотехнических компонентов.

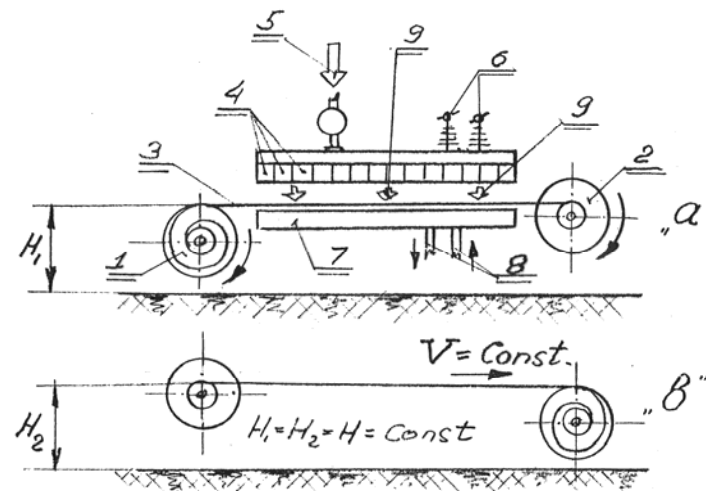


Рисунок 31. Схема агрегата напыления электрогенерирующего слоя Si (из моносилана SiH_4) на железную ленту-подложку. «а» – л положение бобин с лентой в начале напыления; «в» – л положение бобин с лентой в конце напыления. 1 – подающая бобина; 2 – приемная бобина; 3 – лента; 4 – модуль напыляющего устройства; 5 – SiH_4 (газ); 6 – электропитание; 7 – опорная плита; 8 – хладагент; 9 – напыляющая плазма; 10 – герметичный корпус.

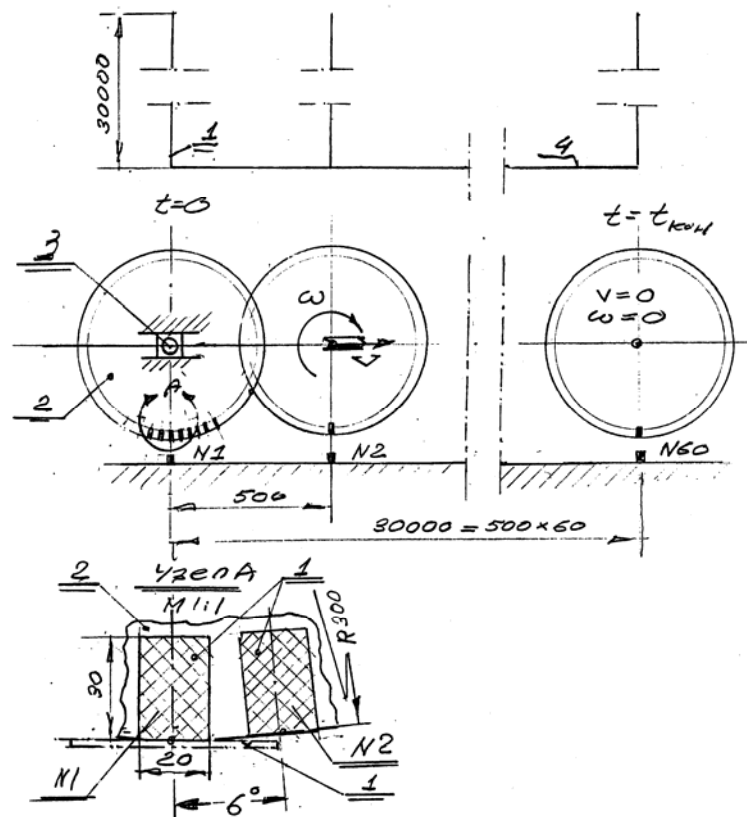


Рисунок 36. Схема подготовки барабана к сбросу волновода. 1 – волновод; 2 – диск – фиксатор; система перемещения и вращения барабана; 4 – поперечный волновод.

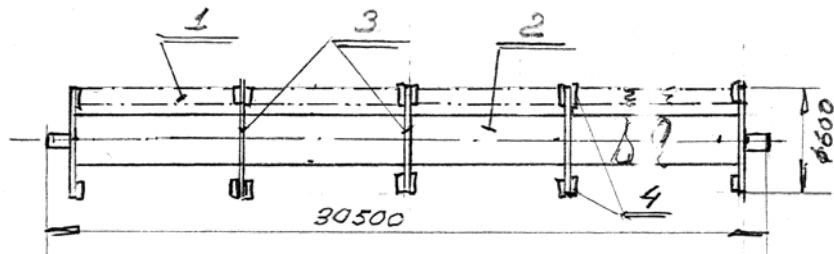


Рисунок 37. Схема барабана-контейнера с волноводами. 1 – волновод; 2 – опорная труба $d 500 \times 2 \times 30\ 000$ мм; 3 – опорные диски; 4 – быстроразъемные фиксаторы. (Примечание: условно показан только один волновод.)

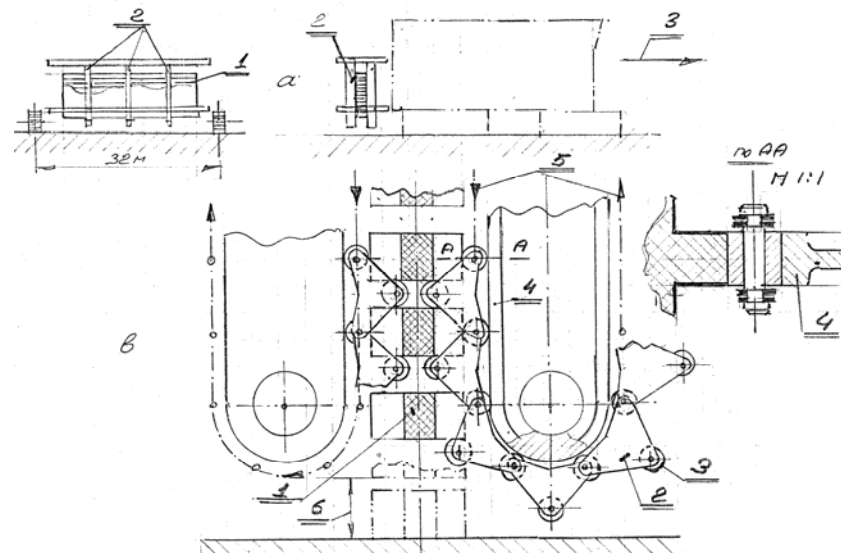


Рисунок 38. Схема укладки поперечных волноводов. а: 1 – волноводы; 2 – пояса механизма укладки; 3 – направление движения комбайна. б: 1 – волновод; 2 – звено подающей цепи; 3 – ролик; 4 – направляющая; 5 – к механизмам привода цепи; 6 – высота сброса на грунт 40 мм.

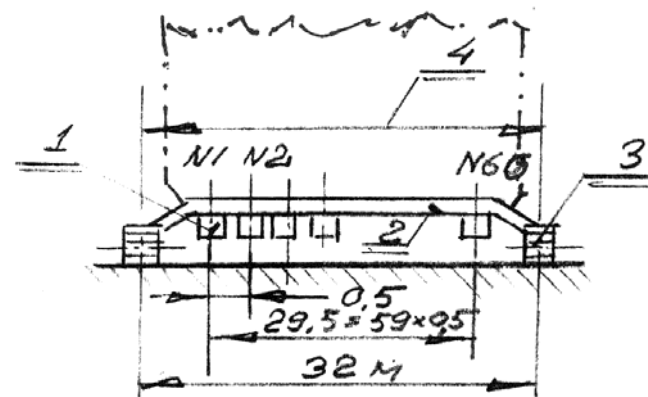


Рисунок 39. Схема размещения на комбайне виброзабивочных агрегатов. 1 – виброзабивочный агрегат; 2 – опорная силовая балка; 3 – ходовая тележка; 4 – ширина колеи. (Примечание: контейнер с волноводными барабанами не показан.)

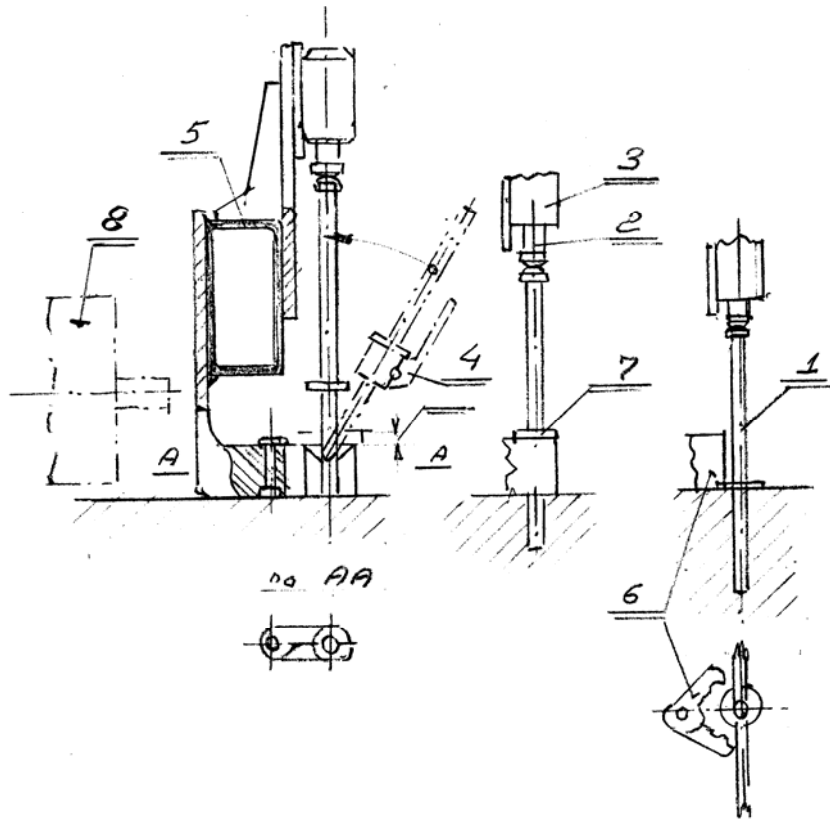


Рисунок 40. Схема виброзабивки «легкой» опоры. 1 – «легкая» опора; 2 – ударник; 3 – привод вибратора; 4 – механизм подачи опоры из хранилища; 5 – силовая поперечная балка комбайна; 6 – разъемный ловитель-фиксатор; 7 – ограничительная шайба опоры; 8 – барабан волноводов «север-юг».

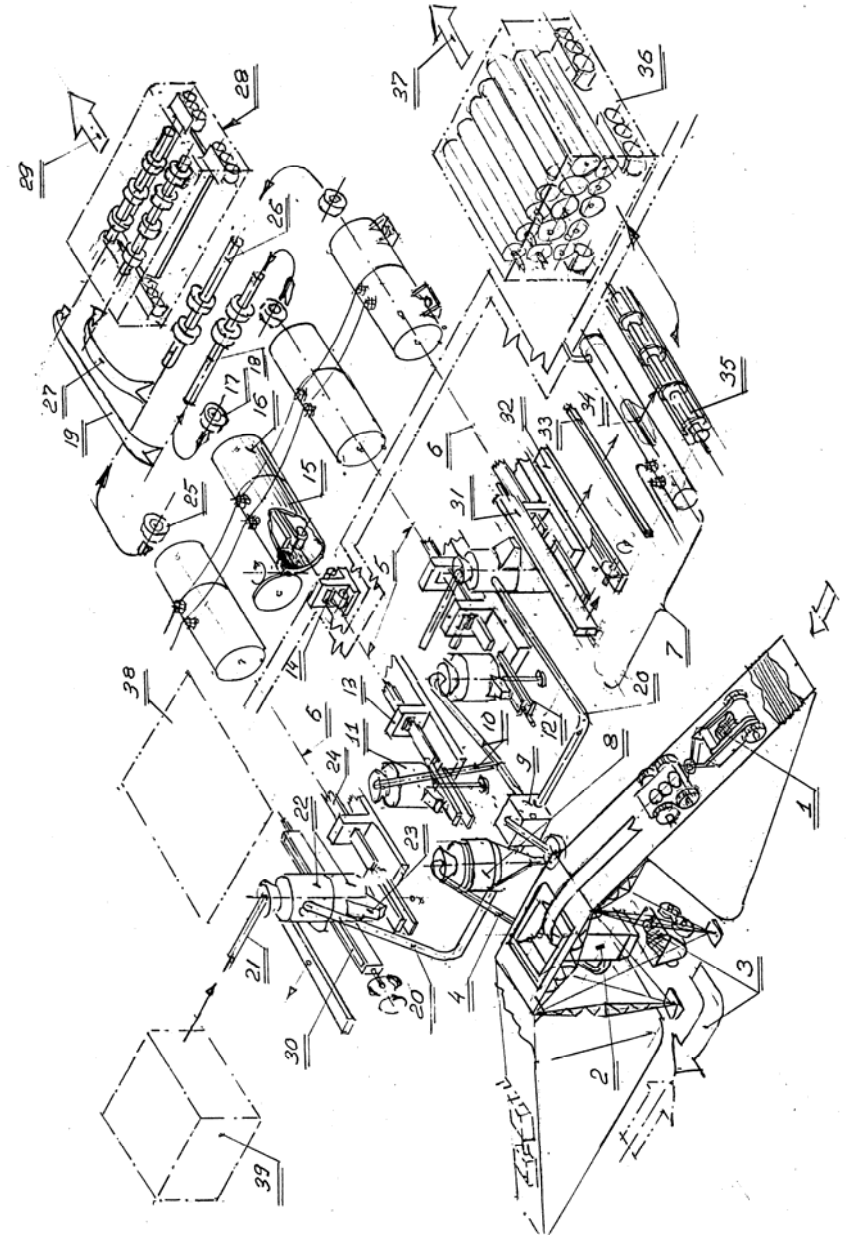


Рисунок 41. Возможный облик технологического участка лунной производственной базы по изготовлению антенных лент и пенокерамических волноводов.

1 – прицепной скрепер доставки реголита из карьера; 2 – электростатический (электромагнитный) сепаратор ильменита; 3 – доставка «хвостов»-сырья на завод по производству O_2 , Al, Si (топливный завод – позиция 39); 4 – выход ильменита ($FeTiO_3$) в железо-титановое производство; 5 – линии производства «железных» антенных лент; 6 – линия производства «титановых» антенных лент; 7 – участок производства пенокерамических волноводов; 8 – химический электроподогревный реактор получения Fe и TiO_2 ; 9 – электромагнитный сепаратор Fe; 10 – транспортировка Fe; 11 – электроплавильная печь; 12 – заготовка для горячей прокатки ленты; 13 – многоклетевой стан горячей прокатки ленты; 14 – реверсивный стан холодной прокатки фольги; 15 – камера напыления электрогенерирующего слоя Si; 16 – камера нанесения радиотехнических элементов; 17 – готовая бобина с рулонированной железной антенной лентой; 18 – «шпулька» с бобинами железных лент; 19 – устаовка «шпульки» на монтажный комбайн K2; 20 – подача TiO_2 ; 21 – подача порошкообразного Al с топливного завода; 22 – химический реактор алюмотермии для получения расплавленных Ti и Al_2O_3 ; 23 – выпуск жидкого Ti; 24 – горячая прокатка титановой ленты; 25 – готовая бобина с рулонированной титановой антенной лентой; 26 – «шпулька» с бобинами титановых лент; 27 – монтаж «шпулек» на комбайн K2; 28 – комбайн K2; 29 – на монтажную площадку энергоизлучательного комплекса; 30 – изложница с расплавленной окисью алюминия; 31 – продувка пенообразующего газа и получение крупногабаритной пенокерамической заготовки; 32 – разделка заготовки на отдельные волноводы; 33 – пенокерамический наполнитель единичного волновода; 34 – напыление электропроводящего слоя Al, завершающее изготовление волновода; 35 – монтаж волноводов в барабаны; 36 – начало комплектования монтажного комбайна K1; 37 – на окончательное доукомплектование комбайна K1 «земными изделиями» (опорами, клистронами, поперечными волноводами и т.д.); 38 – вторая стояночная площадка комбайна K1; 39 – топливный завод.