

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО  
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ. К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

---

**ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ,  
ПОСВЯЩЕННЫХ РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ  
И РАЗВИТИЮ ИДЕЙ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО**

(Калуга, 16—19 сентября 1975 г.)

Секция «ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»

ИИЕНТ АН СССР  
Москва — 1977

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

---

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ. К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

---

ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ,  
ПОСВЯЩЕННЫХ РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ  
И РАЗВИТИЮ ИДЕЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

(Калуга, 16–19 сентября 1975 г.)

Секция "Проблемы ракетной и космической техники"

ИИЕТ АН СССР  
Москва 1977

В ПОДГОТОВКЕ ЧТЕНИЙ ПРИНИМАЛИ УЧАСТИЕ:

Государственный музей истории космонавтики им.К.Э.Циолковского,  
Комиссия АН СССР по разработке научного наследия К.Э.Циолковского.  
Институт истории естествознания и техники Академии наук СССР,  
Институт медико-биологических проблем  
Министерства здравоохранения СССР,  
Комитет космонавтики ДОСААФ СССР.

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ ЧТЕНИЙ:

А.А.Благодеров (председатель), В.В.Балашов, Н.Г.Белова,  
Ю.В.Бирюков, Л.М.Воробьев, Н.К.Гаврюшин, В.Г.Демин, В.В.Добро-  
правов, В.П.Казневский, И.С.Козлов, И.С.Короченцев, А.А.Космо-  
демьянский, Ф.П.Космолинский, И.А.Меркулов, Е.К.Можкин, А.Н.По-  
номарев, В.А.Семенов, В.П.Сенкевич, Е.К.Страут, В.Н.Сокольский  
(зам.председателя), А.Д.Урсул, Е.Т.Фаддеев, А.С.Федоров, В.И.Фло-  
ров, И.М.Хазен, С.А.Чембровский, Н.А.Черемных, Ю.А.Школенко,  
И.И.Шулейко

С.А.Соколова (ответственный секретарь).

ОТВЕТСТВЕННЫЕ РЕДАКТОРЫ ВЫПУСКА:

доктор техн.наук, профессор Е.К.Можкин,  
канд.техн.наук В.П.Казневский, И.А.Меркулов,  
канд.техн.наук В.В.Балашов

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга

ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

1975 г.

В.П.Глушко

К.Э.ЦИОЛКОВСКИЙ И КОСМОНАВТИКА <sup>х)</sup>

С незапамятных времен человек мечтал о полетах в космическое пространство. Для осуществления этой мечты фантасты и изобретатели придумывали различные способы, отражавшие современный им уровень развития науки и техники. Среди этих способов находим использование стихийных сил — ураганов и извержений вулканов, поднимавших корабли с путешественниками в космические просторы, космические катаклизмы, забрасывавшие людей на другие небесные тела, использование животной силы — фантастических грифонов, орлов, лебедей, лошадей, использование мистической силы для вознесения в небеса не только душ усопших, но и живых. Не обошлось и без использования психической энергии. Первые успехи воздухоплавания породили надежды на достижение небесных тел с помощью подъемной силы воздушных шаров, наполненных водородом или гипотетическим газом еще более легким, чем водород. Рождение паровой машины, казалось, дало человеку средство для достижения Луны. Развитие механики привело к рождению проектов достижения космических скоростей с помощью крыльев, центробежной силы, катапульта, пушек, мощных пружин, а развитие физики позволило фантастам использовать для движения космических кораблей экраны земного тяготения, минус-материю и тела, не подверженные тяготению, световое давление, магнитные и электрические силы.

Не прошли фантасты и мимо ракет, известных человеку многие сотни лет. Впервые идея использования ракет для полета на Луну была высказана в 1649 г., т.е. более трехсот лет тому назад /2, стр. 34-36/. Около ста лет прошло с тех пор, как в романах описывалось использование ракет для полета на Венеру, выведения на орбиту искусственных спутников Земли, коррекции траектории

<sup>х)</sup> Доклад зачитан на пленарном заседании.

полета на Луну и торможения при посадке на нее /3, стр. II/.

Казалось, все давно было известно. Но космонавтика родилась только тогда, когда было строго научно доказано, что именно ракеты могут обеспечить достижение космических скоростей. Впервые это было сделано нашим великим соотечественником К.Э. Циолковским на рубеже XIX и XX веков.

Однако заслуга Циолковского далеко не исчерпывается опубликованной им фундаментальной теорией ракетодинамики, хотя одного этого было бы достаточно, чтобы считать его основоположником космонавтики.

Циолковский разработал также основной облик космической ракеты, ее принципиальную схему, основы устройства ракетного двигателя, род используемого наиболее эффективного топлива, т.е. указал пути технического решения проблемы создания ракетно-космических средств.

Наконец, им дана и обоснована величественная программа выхода человека в космос и последовательного освоения сначала околоземного пространства, затем межпланетного, а в далеком будущем и межзвездного. "Надеюсь, что мои работы дадут обществу... горы хлеба и бездну могущества" /I, стр. I/, - писал Циолковский.

Ученый предлагает овладеть энергией Солнца (лишь одна двухмиллиардная доля ее достигает нашей планеты), построить орбитальные космические поселения с автономными средствами обеспечения жизнедеятельности, использовать невесомость и глубокий вакуум для создания и развития космической промышленности.

Классический труд Циолковского "Исследование мировых пространств реактивными приборами", опубликованный в 1903, 1911-1912 годах, в котором была изложена теория реактивного движения, даны пути технического решения ракетно-космических проблем и описана захватывающая воображение программа завоевания космоса, сделавшая ученого великим и бессмертным.

Однако признание пришло не сразу. Публикации Циолковского в прошлом веке прошли незамеченными. Его основополагающая работа, вышедшая в свет в 1903 г., также не нашла отклика у общественности. Наука и техника еще не доросли до уровня, необходимого для реализации пророчеств мало известного мыслителя из Калуги.

Когда же продолжение этих исследований было опубликовано в

1911—1912 годах, в печати появились отклики энтузиастов, оповестивших широкую общественность о выдающихся трудах ученого. Первыми популяризаторами идеи межпланетных полетов были В.В.Рюмин и Б.Н.Воробьев в 1912 г., затем Я.И.Перельман, выступивший с докладом в 1913 г. и опубликовавший в 1915 г. научно-популярную книгу "Межпланетные путешествия", выдержавшую в течение 20 лет десять изданий, профес. Н.А.Рынин, издавший девяти томный труд "Межпланетные сообщения", явившийся подлинной энциклопедией космонавтики, проф. И.Л.Баев, который в своих брошюрах и лекциях широко пропагандировал идеи космонавтики и стал научным руководителем лекторов Московского планетария, прочитавших, начиная с 20-х годов, тысячи лекций о проблеме межпланетных полетов.

Много труда в развитие идей космонавтики вложили своими научными лекциями и докладами проф. В.П.Ветчинкин и кав. Ф.А.Цандер. Многочисленные лекции, статьи в периодической печати и научно-популярные книги первых пропагандистов космонавтики сыграли большую роль в распространении идей Циолковского.

Мое увлечение космонавтикой началось в 1921 г. с изучения астрономии небесных тел как объектов будущего непосредственного исследования, составления библиографии, сбора и чтения фантастической, научно-фантастической и художественной литературы, в которой в той или иной степени затрагивалась идея космических полетов человека. Но только в 1922 г., когда мне посчастливилось преречь прекрасно написанную книгу Я.И.Перельмана, я впервые узнал о единственном верном пути в космос, указанном Циолковским. Там же был приведен перечень заданных работ Циолковского. Но из интересовавших меня изданий в Одесской публичной библиотеке оказалась лишь статья, опубликованная в майском номере журнала "Научное обозрение" за 1903 г. Это была главная работа, и я жадно ее перечитывал. После тщетных поисков публикаций других трудов Циолковского я решил обратиться к нему с просьбой по адресу, приведенному в книге Я.И.Перельмана: Россия, Калуга, Коровинская, 61.

В моем письме, датированном 26 сентября 1923 г. /4/, указывалось, что уже более двух лет я интересуюсь проектом космических путешествий и излагалась просьба помочь мне в этом, в частности, присылкой продолжения его работы 1903 г. и книги "Вне Земли".

Через 12 дней, т.е. 8 октября, я с трепетом держал в руках самодельный небольшой квадратный конверт из белой бумаги с письмом из Калуги. Так завязалась переписка с Циолковским, длившаяся несколько лет.

В ответное письмо, отправленное мною в тот же день - 8 октября заказным, я вложил 460 миллионов рублей. Да, да, я не оговорился, почти половину миллиарда рублей. Эта сумма предназначалась адресату не для постройки ракет или межпланетных кораблей, а в уплату за присланные им несколько книг. По курсу 1923 г. эта астрономическая сумма соответствовала 0,1 червонца, т.е. 1 рублю золотом. Еще не прошло и года, как окончилась гражданская война, страна была в трудном положении. В это время самой мелкой денежной купюрой была маленькая бумажка нарицательной стоимостью полмиллиона рублей.

Следующее письмо и затем книги я получил 16 и 17 октября того же года. Вскоре Циолковский любезно написал, что будет высылать мне все свои труды, и выполнил обещанное.

В архиве Академии Наук СССР сохранились мои письма Циолковскому/4/. Меня неоднократно спрашивали, где письма, полученные мною. Эти письма, вместе с собранными мною редкими изданиями по тематике межпланетных путешествий, я подарил Н.А.Рынину в начале 30-х годов в пополнение его богатой коллекции, использованной им при составлении уникальной энциклопедии "Межпланетные сообщения", вышедшей в 9 книгах и опубликованной в 1928-1932 годах. Попытки обнаружить эти письма в архиве Рынина в последние годы не увенчались успехом. Эвакуация архива Рынина в связи с Великой Отечественной войной 1941-1945 гг. не прошла без потерь.

Разработка проекта межпланетного корабля и, в первую очередь, его двигателя - стало целью моей жизни. В письме Циолковскому, отправленном 10 марта 1924 г., я признался, что уже три года как каждую свободную минуту использую для этого великого дела, которому решил посвятить свою жизнь.

Циолковский стал для меня великим примером. Его труды по космонавтике были для меня настольными книгами, освещавшими мой путь как его последователя. Претворяя в жизнь идеи Циолковского, я достигал осуществления своей мечты.

Циолковский разрабатывал проблемы космонавтики в теоретическом плане. Своей задачей я считал практическое их осуществление. Первоочередное внимание уделялось выбору наиболее эффективных источников энергии и разработке ракетного двигателя, ибо было ясно, что основой космонавтики является энергетика и без успешного решения связанных с ней проблем ракета мертва. В Ленинграде в Газодинамической лаборатории (ГДЛ) 15 мая 1929 г. было создано руководимое мною подразделение по разработке электрических и жидкостных ракет и двигателей для них.

Вскоре это подразделение выросло в мощную опытно-конструкторскую организацию ГДЛ-ОКБ. Через четыре года исполнится полувековой юбилей этой бессменно руководимой мною организации, разработавшей мощные ракетные двигатели, установленные на всех советских ракетах, летавших в космос.

Скоро исполнится 18 лет со дня рождения космической эры. Это возраст зрелости. В наш век научно-технической революции это немалый срок. Стали былью искусственные спутники Земли, Солнца, Луны, Марса. Автоматы побывали на Луне, Венере, Марсе, облетали Меркурий и Юпитер, летят к Сатурну. Человек побывал на Луне и обживает космос с помощью космических кораблей и орбитальных станций. Ежемесячно около десяти ракет взлетает в космос, 77 космонавтов наблюдали родную Землю из мирового пространства. Космическими державами стали сначала Советский Союз, затем США, Франция, Япония, Китай, Англия, создавшие свои космические объекты, с помощью которых проводится изучение космического пространства. На межпланетные орбиты объекты выводились ракетами-носителями только СССР, затем США. С помощью ракет-носителей этих двух стран на орбиты вокруг Земли были доставлены спутники, созданные рядом других стран — Канадой, Англией, Францией, ФРГ, Италией, Австралией, Индией, Нидерландами и Европейским сообществом. Ряд стран, не располагающих своими ракетами-носителями, работают над их созданием.

Широким фронтом ведутся исследования космоса с целью его освоения для нужд человечества. Космонавтика настолько вошла в быт современного общества, настолько обогатила его, что без нее немислимы дальнейший прогресс.

Именно с освоением космоса связаны надежды на решение кардинальных проблем дальнейшего развития человечества. Это проблемы энергетического и материального обеспечения, сохранения природных условий нашей планеты и исключение ее загрязнения путем выноса в космос промышленных и энергетических установок, наконец, это проблема надвигающегося демографического кризиса.

Овладев неисчерпаемыми ресурсами Вселенной, человек обретет принципиальную возможность своего неограниченного развития.

И мы, и наши потомки никогда не забудут, что этот величественный путь развития человечества начертан Циолковским. На каждой покоренной планете они воздвигнут памятник нашему гениальному соотечественнику.

#### Л и т е р а т у р а и и с т о ч н и к и

1. К.Э.Циолковский. Первая модель чисто металлического аэроплана из волнистого железа. Калуга, 1913.
  2. Н.А.Рынин. Межпланетные сообщения. Мечты, легенды и первые фантазии. Л., 1928.
  3. В.П.Глушко. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. М., 1973.
  4. Письма В.П.Глушко К.Э.Циолковскому. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 4, д. 178.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга

ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

1975 г.

В.И.Севастьянов

НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫПОЛНЕНИЯ  
ПРОГРАММЫ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В ДЛИТЕЛЬНОМ  
КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ "САЛЮТ-4"<sup>х)</sup>

Это краткое сообщение о некоторых результатах научных исследований второй экспедиции на борту орбитальной станции "Салют-4" имеет такое же прямое отношение к Читениям, посвященным памяти Циолковского, как и каждый космический полет, потому что практическая космонавтика — это материальное воплощение его идей. И часто в полете, решая какую-либо частную проблему, мы вспоминали Константина Эдуардовича.

Программа полета на орбитальной станции "Салют-4" и транспортном корабле "Союз-18" продолжительностью 63 дня полностью выполнена. Мы совершили 992 витка вокруг Земли за 1511 часов. Времени было достаточно, чтобы выполнить обширную программу научных экспериментов и прикладных работ.

На борту орбитальной станции размещено около 2,5 тонн научного оборудования. Это уникальная астрономическая и геофизическая обсерватория. Станция оснащена прекрасной спектрографирующей, фотографирующей аппаратурой. Нами выполнено за эти 2 месяца более ста запланированных на Земле экспериментов.

В соответствии с программой полета каждые 6-е сутки были выходной, а 5 суток рабочих. Каждые сутки посвящались определенному комплексу работ: одни — исследованию Солнца, другие — астрофизическим исследованиям, последующие — исследованиям в области рентгеновского излучения и т.д.

Речь идет о самых первых результатах, так как обработка материалов требует дополнительных исследований, продолжительного времени.

<sup>х)</sup> Доклад зачитан на пленарном заседании.

В области астрофизических исследований мы получили интересные результаты по рентгеновским источникам. Рентгеновская астрономия имеет непродолжительную историю, всего около 14 лет. За это время было зарегистрировано 150 рентгеновских источников. Мы провели тщательное исследование в "мягком" рентгене 15 источников с помощью двух рентгеновских телескопов - "РТ-4" и "Филин". С помощью специальной астраппаратуры мы выполняли ручную ориентацию станции и поддерживали ее с большой точностью, вплоть до нескольких минут угловой дуги, ориентируясь по слабым звездам четвертой, пятой и даже шестой величины. Мы получили информацию об источнике, который совершенно неожиданно за несколько месяцев до нашего полета снова стал излучать. От одного источника получены пульсирующие сигналы, причем пульсация сигнала менялась более чем на порядок. Анализ показал, что этот источник можно отнести к объектам, которые в теории носят название "черных дыр". Исследование излучения нейтронной звезды было недавно проведено английскими астрофизиками /1/. Третьего июня нами был получен уникальный результат (сообщение о котором было разослано во все обсерватории мира), возможно, подтверждающий гипотезу о существовании "черных дыр".

Второе направление - исследования Солнца. Солнечно-земные связи - влияние Солнца на биосферу - мы постоянно ощущаем, велика их роль и в хозяйственной деятельности страны. В планетарном масштабе - это проблема будущего нашей планеты. Поэтому исследование активной деятельности Солнца привлекает пристальное внимание. Такие исследования мы выполняли с помощью орбитального солнечного телескопа. Мы привезли более пятисот спектрограмм Солнца, в основном, активных образований. Первая экспедиция привезла тоже около 200 спектрограмм. Нам повезло - в течение двухмесячного полета дважды Солнце было активным именно в период наблюдений. Мы впервые получили спектрограммы солнечных вспышек, причем несколько десятков спектрограмм именно в момент самой вспышки. Эти результаты уже предварительно обработаны, качество спектрограмм высокое. Они помогут нам тщательно проанализировать и энергетику Солнца: скорости излучения материи оказались в 6-8 раз больше, чем до сих пор предполагалось. Этот результат интересен.

## II

Мы впервые наблюдали солнечную корону, причем не с помощью искусственного затмения, как, например, при совместном полете "Союз" - "Аполлон", а обычную солнечную корону, за ночным горизонтом. Столб короны поднимался на высоту до  $60^{\circ}$ . Мы провели измерения, привязку по звездам, фотографирование на очень чувствительную пленку и впервые с этих высот разделили излучения короны Солнца и верхней атмосферы, которые имеют характер лучевой структуры или горизонтальной неоднородности. Последнее - это излучение самого венца (светящийся ночной слой), который расположен на высоте примерно 90 км над поверхностью Земли. До сих пор мы считали, что летаем практически в полном вакууме, но оказалось, что с точки зрения астрофизики все-таки атмосфера влияет на приборы и мы были вынуждены поднять орбиту "Салюта" на 100 км. С этой точки зрения очень важны исследования динамики различных процессов в ионосфере и верхней атмосфере. Наблюдения короны на околоземной орбите были проведены практически впервые. На околоземной орбите наблюдения выполнили американские астронавты.

На протяжении всего первого месяца полета мы видели много полярных сияний, наблюдения которых трудно запрограммировать. Характеристики нашей аппаратуры подходили для того, чтобы провести спектрографирование. Но специально запланировать день проведения исследований полярных сияний было невозможно, так как это довольно редкое явление. До нашего полета отдельные наблюдения полярного сияния проводились другими космонавтами, но тут произошло чудесное - мы наблюдали полярное сияние в течение месяца на 5-6 витках. Мы летали над полярными сияниями. Магнитные силовые линии вырисовывались под нами, похожие то ли на снежный буран, то ли на колеблющуюся ржи. Мы провели фотографирование и спектрографирование полярных сияний. В течение следующего месяца мы наблюдали это явление уже в северном полушарии, что связано с поворотом плоскости орбиты за счет прецессии относительно Солнца, когда смещается зона тени и создается ситуация, благоприятная для наблюдения полярных сияний. С тех высот, на которых находился "Салют-4", полярные сияния можно наблюдать практически всегда и в северном, и в южном полушарии.

Нами исследовано также уникальное явление - серебристые облака. На Земле за 80 лет истории наблюдений серебристых облаков выполнено около 800 наблюдений, в том числе около 200 - в нашей стране. Мы же наблюдали серебристые облака на протяжении второго месяца полета непрерывно. Это интересное, загадочное явление природы. Мы целый месяц фотографировали, спектрографировали, использовали рентгеновские телескопы. При комплексном эксперименте, когда одновременно изучались серебристые облака и северное сияние, мы зафиксировали мощное рентгеновское излучение на малых высотах, т.е. определили глубину его проникновения.

Целый раздел программы был посвящен медико-биологическим исследованиям. Получен интересный результат в эксперименте с "Оазисом", где мы высаживали горох и наблюдали всходы. За время полета горох вырастал дважды: через 3 недели он погибал и мы его высевали вновь. Из 16 семян 13 проросли. Когда проводили эксперимент с освещенностью и поворачивали свет, то весь горох поворачивался за светом, потому что свет - единственный ориентир в невесомости. На Земле все растения ориентируются гравитацией: стебель развивается в направлении, противоположном гравитационному ускорению. В невесомости же подобного ориентира нет. Когда выходит росток, который должен стать корнем, и росток, который должен стать стеблем и нет направленной освещенности или освещенность меняется, ростки могут расти по спирали, если же света нет - гибнут. Если свет направленный, стебелек находит ориентир, дает команду корню, куда развиваться. Корень сначала плутает, кружится (мы все это могли наблюдать в прозрачном сосуде), а потом все-таки движется в направлении, противоположном стеблю. Мы взяли с собой лук, высадили его и по дополнительной программе наблюдали за его развитием. Мы потом пощипали лук и поели - хороший лук, горький. И сейчас на борту станции "Салют" на этой же питательной среде можно выращивать лук и горох и питаться ими.

Интересны результаты испытаний системы регенерирования воды из водяного конденсата. Влага, содержащаяся в атмосфере кабины станции, собирается с помощью холодильно-сушительного агрегата. С помощью насосов конденсат откачивается и поступает в систему, где проводится тщательная очистка от всевозможных примесей. В результате получается дистиллированная чистая вода. После кипячения,

очистки, микробиологического контроля в нее добавляются соли и получается нормальная питьевая вода. Мы полтора месяца пили эту воду, хотя у нас был запас московской ионизированной серебром "святой воды". "Свой собственный пот" мы пили сначала неделю, а потом нам разрешили пить воду из конденсата постоянно. На Земле говорят: с человека семь потов сошло, так он занимался физкультурой, а мы нашли формулу "Человек семь потов выпил". У нас были сублимированные продукты: кофе, чай, даже сгущенное молоко, которое мы разбавляли горячей водой. Проблема с водой, в принципе, на станции решена. В дальнейшем мы будем развивать такие системы. Можно считать, что для длительных полетов эти станции можно оснащать подобными системами.

Самый важный раздел - чисто прикладные работы в интересах различных отраслей народного хозяйства - геологии, географии, сельского и лесного хозяйства, мелиорации. Мы сфотографировали 8,5 млн. кв. км территории Советского Союза южнее 53° северной широты. Сейчас мы разбираем и передаем полученную информацию в различные отрасли народного хозяйства, чтобы совершенствовать дальше методику выполнения таких работ. Мы вышли в космос для того, чтобы его по-настоящему освоить, развивая новые направления: вынести в космос ряд технологических процессов, решить такие глобальные проблемы, как контроль окружающей среды, исследование природных ресурсов Земли и их рациональное использование. Для этой цели мы вышли в космос.

### Л и т е р а т у р а

1. Э.Хьюиш. Пульсары и физика высоких плотностей. - В кн.: Современные проблемы астрофизики. М., 1976, стр. 28-42.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ. К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга

ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

1975 г.

А.А.Космодемьянский

КОНСТРУКТОР СОВЕТСКИХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ  
СИСТЕМ СЕРГЕЙ ПАВЛОВИЧ КОРОЛЕВ<sup>х)</sup>

"... Но узнаю тебя, начало  
Высоких и мятежных дней"  
(А.Блок)

Космонавтика — это новое направление мирового научно-технического прогресса, новая победа человеческого разума. Становление и развитие космонавтики тесно связано с развитием авиации и ракетной техники. Конструкции космических кораблей и мощных многоступенчатых ракет-носителей создавались с учетом и широким использованием опыта и достижений авиационной науки и техники. Опыт пилотов-авиаторов перенесен в советскую космонавтику в полном объеме. Летчики-космонавты уверенно стабилизируют корабли, летящие в космическом пространстве, выполняют сложные маневры — изменяя орбиту корабля, выходят в скафандрах в открытый космос, работают в условиях космического пространства и осуществляют посадку в заданные районы на поверхности Земли.

Анализируя достижения ракетно-космической техники до конца 1975 г., мы можем указать на следующие принципиальные достижения:

<sup>х)</sup> Доклад зачитан на пленарном заседании.

- Успешный запуск первого в мире искусственного спутника Земли (октябрь 1957 г., СССР);
  - Эпохальный полет В.А.Гагарина (один виток вокруг Земного шара, апрель 1961 г., СССР);
  - Первый запуск синхронного спутника (август 1964 г., США);
  - Выход космонавта А.А.Леонова из корабля-спутника "Восход-2" в открытый космос (март 1966 г., СССР);
  - Первая в мире лунная экспедиция, выполненная Н.Армстронгом, Э.Олдрином и М.Коллинзом (июль 1969 г., США). Армстронг и Олдрин пробыли на Луне (в "Море Спокойствия") 21 час 36 мин; М.Коллинз ожидал коллег на селеноцентрической орбите;
  - Мягкая посадка на поверхность Луны станции "Луна-16", которая забрала образцы лунной породы и доставила их на Землю (сентябрь 1970 г., СССР);
  - Автоматическая станция "Луна-17" доставила на поверхность Луны радиоуправляемый с Земли самодвижущийся аппарат "Луноход-1" (ноябрь 1970 г., СССР).
  - Мягкая посадка на поверхность планеты Венера станции "Венера-7" с научной аппаратурой (декабрь 1970 г., СССР);
- В течение 1971-1974 гг. в СССР были выведены в космический полет орбитальные станции "Салют" - "Салют-4".

Сосредоточение на "космическом фронте" нашей страны значительных интеллектуальных сил и материальных ресурсов привело к ускоренному развитию многих разделов науки и техники. Так, например, для наблюдения за полетом космических объектов и быстрого определения параметров их траекторий в нашей стране созданы уникальные системы наземных радиолокационных и радиотехнических станций, весьма чувствительных радиоприемных устройств и автоматизированных вычислительных центров. Совершенствование автоматических систем управления полетом привело к быстрому прогрессу прецизионной гироскопии и микро-радиоэлектроники. Развитие ракетного двигателестроения явилось стимулом для развития термодинамики газов при высоких температурах, химии и специальных разделов энергетики. Значительные ордены ученых-астрономов привеле-

ченны к планомерным исследованиям природы ближайших к Земле планет солнечной системы. (Этот раздел астрономии стал в наши дни одним из наиболее важных и актуальных). Исследования физических свойств космического пространства и условий жизни в космических кораблях способствовали возникновению и росту новых наук: космической биологии, космической медицины, космической физики. Начинает развиваться наука о юридических нормах, международно-правовом режиме космических полетов и регулировании деятельности государств в космосе — космическое право.

Советская научно-техническая школа в значительной мере определила прогресс современной ракетной техники и космонавтики. Можно напомнить, что в СССР были запущены первый искусственный спутник Земли, первый лунник, первый космический корабль. Первый полет человека в космос, первый полет экипажа в составе трех космонавтов, первый выход человека в космическое пространство, первая мягкая посадка космического корабля на поверхность Луны, создание первого орбитального искусственного спутника Луны и вывод на орбиту первой орбитальной станции осуществила наша социалистическая держава, наш советский народ. В Советском Союзе были также впервые в мире выполнены полеты тяжелых маневрирующих спутников, групповые полеты пилотируемых кораблей и запущены научные космические станции в район планет — соседней Земли — к Венере и Марсу. Первая научно обоснованная модель атмосферы Венеры создана советскими учеными. Запуск первых автоматических станций с мягкой посадкой на поверхность Луны и создание первых луноходов осуществила наша страна. Возможность столь быстрого развития различных аспектов ракетной техники и космонавтики в СССР были обеспечены в первую очередь революционными преобразованиями уклада старой России и выдающимися достижениями нашей советской науки, техники и культуры после Великой Октябрьской социалистической революции 1917 года.

Большие заслуги в ускоренном развитии советской космонавтики и ракетной техники в 40-х — 60-х годах XX века принадлежат крупнейшему конструктору ракетно-космических систем акаде-

мику Сергею Павловичу Королеву, члену президиума Академии наук СССР, дважды Герою Социалистического Труда, лауреату Ленинской премии.

С.П.Королев родился 30 декабря 1906 г. (ст.стиль) (12.1 1907 г. — нов.стиль) в г.Житомире в семье учителя. После получения среднего образования он поступил в Киевский политехнический институт, а в 1926 году перевелся на 3-й курс Московского высшего технического училища по авиатехнической специальности. В 1930 году Сергей Павлович окончил МВТУ по специальности аэромеханика. Его учителями были выдающиеся деятели русской аэромеханической школы, созданной Н.Е.Жуковским: В.П.Ветчинкин, Г.Н. Мусиньянц, А.Н.Туполев. Под руководством А.Н.Туполева, талантливого авиационного конструктора нашей страны, Сергей Павлович разрабатывал дипломный проект легкомоторного самолета (названного СК-4).

Учебу в МВТУ Королев совмещал с работой в авиационной промышленности. Увлекаясь планеризмом и спортивной авиацией, он в 1930 году успешно окончил школу летчиков. В 1929 г. Сергей Павлович выступает в качестве одного из конструкторов планера "Коктебель" и участвует в его испытаниях в качестве летчика-парителя. В 1930 году С.П.Королев сконструировал и построил новый планер "Красная Звезда". Этот планер имел отличную аэродинамическую компоновку, но необычно большую для планеров нагрузку на квадратный метр площади крыла ( $22,5 \text{ кг/м}^2$ )<sup>х</sup>. Планер участвовал в УП Всесоюзных планерных состязаниях, и его испытания проводил известный летчик Василий Андреевич Степанченко. 28 октября 1930 г. он поднялся на "Красной Звезде" и, сделав крутой вираж, полетел вдоль склона горы. "Вскоре он набрал высоту 300 м, после чего неожиданно для зрителей стал круто пикировать. На планеродроме начался переполох, так как все решили, что произошла поломка. Но в ста метрах от земли планер резко замедлил вверх и описал правильную петлю Нестерова ("мертвую петлю" — А.К.) Затем последовал набор высоты и вторая, а за ней третья петли.

х) Учебные планеры наших дней имеют удельную нагрузку в пределах 10-15 кг/м<sup>2</sup>/5, стр. 117/.

Это было невиданно и неслыханно. Впервые в мире на планере в свободном полете была выполнена петля Нестерова и не одна, а три<sup>№</sup>/6. стр.22-23/.

С 1930 по 1935 гг. Королев сконструировал еще ряд планеров, отличительной особенностью которых была способность выдерживать значительные перегрузки. Последний планер, сконструированный и построенный в 1935 г., назывался СК-9; этот планер сделал для многих инженеров ясной оригинальную идею Королева - установить на планере ракетный двигатель и превратить планер в летающую лабораторию - прообраз будущего ракетоплана. К сожалению, по ряду причин переоборудование планера СК-9 в ракетоплан сильно затянулось, и первый полет ракетоплана (получившего шифр "РД-318-1") состоялся 28 февраля 1940 года. Пилотировал ракетоплан летчик Владимир Павлович Федоров. Полетное задание было выполнено.

В конце 20-х - начале 30-х гг. Королев начал интересоваться вопросами ракетной техники. В 1931 г. Сергей Павлович выступил одним из организаторов Группы изучения реактивного движения (ГИРД) в Москве.

В мае 1932 г. ГИРД стала научно-исследовательской и опытно-конструкторской организацией по разработке ракет и реактивных двигателей, получив для этих работ производственную базу. Начальником ГИРДа был назначен С.П.Королев. Под его руководством коллектив ГИРДа, несмотря на ограниченные возможности (финансирование, помещение), создал первые советские жидкостные ракеты.

17 августа 1933 г.<sup>№</sup> была запущена ракета "ГИРД-09" конструкции М.К.Тихонравова. Вслед за ней 25 октября 1933 г. состоялся полет ракеты "ГИРД-Х" конструкции Ф.А.Цандера. В ГИРДе бригадой Ю.А.Победоносцева были проведены первые в мире экспериментальные исследования ПВРД на стендах и в полете, создана первая в СССР сверхзвуковая аэродинамическая труба.

В 1934 г. С.П.Королев выступает с докладом "Полет реактивных аппаратов в стратосфере" на Всесоюзной конференции по изучению стратосферы в г.Ленинграде /7/. В заключение своего доклада С.П.Королев сказал: "Работа над реактивными летательными аппаратами трудна, но необычайно интересна и многообещающа. Трудности

в конечном счете, несомненно преодолимы, хотя быть может, и с несколько большим трудом, чем это кажется на первый взгляд" /7, стр. 855/.

В конце 1933 г. московская ГИРД и ленинградская Газодинамическая лаборатория (ГДЛ) были объединены в Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ). Работая в этом институте (вначале заместителем директора по научной части, а затем руководителем отдела крылатых ракетных летательных аппаратов), С.П. Королев основные усилия направляет на создание крылатых управляемых ракет с большой дальностью полета и ракетопланов. Затем он возглавил работы и по баллистическим жидкостным ракетам. Его особенно интересует проблема создания ракетных летательных аппаратов, способных поднимать человека на большие высоты. Рассмотрению этой проблемы посвящена небольшая книжка Сергея Павловича "Ракетный полет в стратосфере", изданная в 1934 г.

Среди важнейших выводов, отмеченных С.П.Королевым о прогнозах развития ракетной техники, мы отметим только два:

"подавляющее большинство всех работ (по ракетной технике - А.К.) ...страдает еще одним из серьезнейших недостатков: в них не уделяется достаточного внимания мотору. А для успеха дела нужен в первую очередь надежный и высококачественный по своим данным ракетный мотор. ...Без надежного ракетного мотора, продуманного и разработанного во всех своих деталях и частях и испытанного на практике, говорить о каких-то сверхъестественных достижениях нельзя. В центр внимания ракетный мотор!" И далее: "От общих мест, рисунков и схем - к глубокой научной проработке каждой отдельной схемы" /3, стр. 107-108/.

В марте 1935 года на заседаниях I-й Всесоюзной конференции по применению реактивных летательных аппаратов к освоению стратосферы Сергей Павлович выступил с большим докладом "Крылатые ракеты и применение их для полета человека" /4/.

Интересно отметить, что Королев указал следующие конструктивные признаки ракетоплана: малый размах крыла, малое удлинение, значительная длина фюзеляжа, основной объем которого занят топливом, двигателем и герметической кабиной летчика. Он говорил, что здесь также "...основное место занимает мощный ракетный

двигатель, на жидком топливе. От достижений в этой области в прямой зависимости находится осуществление... полета человека на ракетном аппарате" /4, стр. 36 /.

Приведем еще ряд интересных и прогрессивных высказываний Сергея Павловича об особенностях крылатой ракеты или ракетоплана. Он утверждает: "Еще ряд факторов имеет большое значение для достижения крылатой ракетой наибольшей высоты полета; к числу их относятся: правильный выбор соотношения тяги ракетного двигателя и начального веса ракеты (это одна из интереснейших современных задач - А.К.), а также величина удельной нагрузки несущей площади ракеты" /4, стр. 37/.

Полагая, что ракетный двигатель может иметь удельную тягу 250 сек, Королев на основании проведенных расчетов считал, что в этом случае "человек может подняться на крылатой ракете на высоту до 20.000 метров" /4, стр. 44/.

Он доказывал расчетами, что наиболее перспективной для двигателя ракетоплана будет насосная система подачи компонентов топлива. В этом случае "следует считать реальным осуществление крылатой ракеты с содержанием топлива до 60% от начального веса" /4, стр. 45/.

Отметим, что в этой работе С.П.Королев (по-моему, впервые в научной литературе) выдвигает идею составной (многоступенчатой) системы из трех ракетопланов /4, стр. 54-55/.

В заключение доклада, отметив большое значение крылатых ракет для полетов человека в стратосфере, Сергей Павлович сказал: "...Задача дальнейшего заключается в том, чтобы упорной повседневной работой без излишней шумихи и рекламы, так часто присущих, к сожалению, еще до сих пор многим работам в этой области, овладеть основами ракетной техники и занять первыми высоты страто- и мезосферы" /4, стр. 56 /.

В 1942-46 гг. Королев работал заместителем главного конструктора двигателей в ОКБ, занимаясь подготовкой и проведением испытаний реактивных двигателей (РД-1) и (РД-1ХЗ) с тягой 300 кг в качестве ускорителей к боевым самолетам.

Увлекаясь профессией летчика-испытателя, Сергей Павлович лично проводил ряд испытаний ракетных двигателей в полете. Эти

испытания в то время были сопряжены со значительным риском. В одном из испытательных полетов ракетный двигатель взорвался и повредил оперение самолета. Однако Королев в этих исключительных условиях не потерял самообладания, благополучно завершил полет и на следующий день продолжал проводить испытания.

С 1946 года С.П.Королев возглавил работу большого коллектива ракетчиков нашей страны и стал главным конструктором мощных советских баллистических ракет (сначала руководителем отдела одного из НИИ). Первые баллистические ракеты конструкции Королева были изготовлены в 1948 году и осенью этого же года начались их полигонные испытания. Автору этой статьи посчастливилось быть на полигоне при подготовке и выполнении первого пуска ракеты Р-1. Через 2-3 секунды после включения ракетного двигателя он развил полную мощность, ракета мягко и легко отделилась от пускового стола, пролетела метров 80-100 по вертикали, а затем, набирая все большую скорость, "легла на курс" - как говорят летчики. Приборы системы управления и рули (воздушные и газовые) постепенно отклоняли ось ракеты от вертикали. В расчетной точке (на заданной высоте при заданном векторе скорости) подача топлива в ракетный двигатель была прекращена и ракета полетела дальше по инерции.

Первый полет был осуществлен удачно. Ближайшие помощники Сергея Павловича, не сдерживая бурного восторга, начали его качать, высоко подбрасывая в воздух. Мне запомнился этот ясный весенний день в русской бескрайней степи. Советская наука и техника вступили в новый этап развития отечественного ракетостроения.

В 1957 году были осуществлены первые пуски межконтинентальной многоступенчатой ракеты, созданной под руководством С.П.Королева. В сообщении ТАСС от 27 августа 1957 г. говорится: "Испытания ракеты прошли успешно, они полностью подтвердили правильность расчетов и выбранной конструкции. Полет ракеты проходил на очень большой, еще до сих пор не достигнутой высоте. Пройдя в короткое время огромное расстояние, ракета попала в заданный район. Полученные результаты показывают, что имеется возможность пуска ракет в любой район земного шара" /8/.

Еще в 1911 году патриарх ракетной техники и космонавтики К.Э.Циолковский писал: "Первый великий шаг человечества состоит в том, чтобы вылететь за атмосферу и сделаться спутником Земли" /1, стр.219/. Этот великий шаг в истории цивилизации был сделан Советским Союзом 4-го октября 1957 года, когда на околоземную орбиту при помощи модифицированной ракеты был выведен первый в мире искусственный спутник Земли. Главным конструктором спутника и выведшей его на орбиту многоступенчатой ракеты - носителя являлся С.П.Королев. В последующие годы он руководил созданием пилотируемых космических кораблей типа "Восток" и "Восход", на которых были осуществлены полеты советских космонавтов и проведен первый в мире выход человека за пределы корабля непосредственно в свободное космическое пространство.

Результаты полета Ю.А.Гагарина подверглись весьма обстоятельному анализу, начиная с момента старта на космодроме Байконур и кончая приземлением в районе деревни Смеловка Саратовской области. Высота перигея орбиты при полете Ю.А.Гагарина была 181 км, высота апогея - 327 км. Источником информации для анализа были данные бортовой аппаратуры и многочисленные телеметрические записи. Подводя итоги полета, Главный конструктор сказал: "Советский корабль ("Восток" - А.К.) отвечал всем требованиям первого космического рейса, он оказался надежным и удобным летательным аппаратом. Это признали все: и сам космонавт, и те, кто разрабатывал ему задание на полет, и те, кто готовил корабль к рейсу, и те, кто занимался обобщением опыта этого полета" /9, стр.12/. "...Теперь можно твердо заявить, что у нас есть надежные ракеты-носители и космические корабли" /9, стр.13/. Сергей Павлович говорил: "Ракетная техника - дело не двадцати, даже не пятидесяти человек, это дело всей страны" /10, стр. 132/.

Приведем некоторые основные данные по ракете-носителю космических кораблей серии "Восток". Эта ракета состоит из 6 блоков: 4-х боковых, центрального и блока третьей ступени.

Высота ракеты - 38 м

Максимальный диаметр - 10,3 м

Высота центрального блока - 28 м

Максимальный диаметр центрального блока - 2,95 м

Высота боковых блоков - 19 м

Максимальный диаметр каждого из боковых блоков - 8 м

Полезный груз - 4725 кг

Двигатель I-й ступени (РД-107): тяга в пустоте 102 тонны, удельная тяга 314 сек.

Двигатель второй ступени (РД-108): тяга в пустоте 96 тонн, удельная тяга 315 сек.

Двигатели РД-107 и РД-108 были разработаны в 1954-57 гг. в ОКБ под руководством В.П.Глушко.

Сергей Павлович воспитал многочисленные кадры ученых и инженеров, работающих теперь в научно-исследовательских и конструкторских организациях нашей страны в области ракетной техники и космонавтики.

Королев обладал выдающимся даром научно-технического предвидения, необычайной силой воли и был расчетливым и дальновидным организатором государственного масштаба. Окружающих поражали его неиссякаемая энергия, глубокая инженерная интуиция и смелость при решении труднейших научно-технических проблем. Он хорошо понимал значение достигнутого и не терял уверенности и перспективы при неудачах. В его талантливой голове созрел широкий план завоевания космоса и он последовательно решал совместно с большими коллективами советских ученых, инженеров, рабочих все более сложные и величественные проблемы. Сергей Павлович был беспощаден к необоснованному прожектерству, к маниловщине в области новой техники, к людям, не таящим нежелания создавать собственными руками и разумом новый мир реальных вещей. Он был неутомим в исканиях решений, движущих конкретное дело вперед.

Как Главный конструктор он видел целое, т.е. объект, подлежащий реальному воплощению, и знал уровень развития сотрудничающих с ним смежных организаций, разрабатывающих отдельные узлы, агрегаты, системы, обеспечивающие конечную цель. Он умел (и это есть великий талант конструктора-созидателя) распределять задания между головными исполнителями, разрабатывающими двигательную установку, систему управления полетом, системы информации и наблюдения за полетом, стартовые устройства и системы, а также

многое и многое из больших и малых частей комплекса таким образом, что трудности распределялись между "смежниками" в соответствии с их возможностями, но не ложились тяжким грузом на какого-либо одного разработчика.

В наши дни работа, аналогичная труду Главного конструктора, называется системным анализом. Королев — прирожденный диалектик, видявший своим умственным взором реальные соотношения в сложнейших динамических процессах; он был идеальным мастером системного аналитического исследования многочисленных возникающих при создании объекта проблем.

При реальном проектировании только в очень редких случаях известны все определяющие параметры задачи и соотношения между ними. Поэтому Главный конструктор должен принимать решение при неполноте запрограммированных процессах и связях между ними.

И поэтому, например, при создании ЭРД и некоторых других объектов новейшей техники количество образцов для стендовых и натурных испытаний исчисляется десятками и сотнями.

Современное научно-техническое творчество убедительно показывает, что у системного анализа имеется некоторая достаточно широкая область плодотворного применения в качестве ценного инструмента исследования. Опыт создания новых, все более сложных и совершенных объектов народно-хозяйственного использования показывает, что вряд ли разумно придавать системному анализу универсальное значение. Королев знал дорогу от множества рекомендаций частных наук к реальному объекту: ракете-носителю, космическому кораблю. В процессе заводских испытаний на космодроме или при проведении контрольных полетов по полной программе государственных испытаний Королев проявлял ум полководца. Он мог почти мгновенно оценить ситуацию и найти правильное решение. Так было, например, при посадке корабля "Восход-2" (экипаж П.И.Беляев и А.А.Леонов), когда приказ о переходе на ручное управление (из-за отказа автоматики) последовал от Королева через 30 секунд после поступления соответствующей информации.

Королев обладал изумительным даром предвидения. Он говорил

в конце 1961 года после выполнения замечательных космических рейсов Ю.А.Гагариним и Г.С.Титовым: "Беспредельны космические дали, но освоение прилегающих к Земле пространств космоса — проблема не так уж далекого будущего. Вероятно, сначала автоматические станции полетят к Луне и спустятся на ее поверхность. Потом с визитом на Луну явится человек. Организация на Луне постоянной научной станции, а впоследствии и промышленного объекта позволит использовать неизвестные еще нам ресурсы этого вечного спутника Земли. Затем — рейсы к ближним планетам солнечной системы — Марсу и Венере. Это, пожалуй, вполне реально для ближайших лет" /9, стр.13/. В конце 1975 г. мы можем восхищаться столь точным научно-техническим прогнозом. В Королеве жила душа инженера, создающего мир реальных вещей (объектов, изделий). И когда он с ясностью и отчетливостью понимал реальность создания новых конструкций, то он целеустремленно направлял на достижение этой цели всю свою неумную энергию ученого, организатора и Человека.

Всем известны крупнейшие достижения советской науки и техники за первое десятилетие космической эры. Основным руководителем всего содеянного был Главный конструктор ракетно-космических систем Сергей Павлович Королев.

Эти достижения суть верстовые столбы развития науки и техники всего человечества в XX столетии.

Конечно, сейчас всем хорошо известно бурное развитие ракетной техники и космонавтики за годы 1966-1975. Мы назовем здесь следующие весьма важные достижения мирового значения:

- Создание орбитальных станций в околоземном космическом пространстве (1971 — СССР, 1973 — США).
- Первая лунная экспедиция (16-24 июня 1969 — США). Астронавты: Н.Армстронг, Э.Олдрин и М.Коллинз. Первым ступил на поверхность Луны Н.Армстронг.
- Первый автоматический аппарат "Луна-16" (СССР) доставил на Землю образцы лунного грунта.
- 15 июля 1975 г. состоялся запуск космического корабля "Союз-19", выведенного на орбиту для осуществления стыковки и совместного полета с американским кораблем "Аполлон". Старт корабля "Союз-19" (космонавты А.А.Леонов и В.Н.Кубасов) состо-

ялся в Байконуре 15.УП в 15 час. 20 мин. по московскому времени. Через 7 час. 30 мин. состоялся старт корабля "Аполлон" (астронавты: Т.Стаффорд, В.Брандт и Д.Слейтон). Совместный полет прошел весьма успешно. Программы встречи, стыковки, научных исследований и посадка на Землю были выполнены полностью. В приветствии Генерального секретаря ЦК КПСС тов.Л.И.Брежнева экипажам "Союз-19" и "Аполлон" было отмечено: "Можно сказать, что "Союз-Аполлон" - прообраз будущих международных орбитальных станций" /12, стр.250/.

Следует отметить большое значение для изучения космоса спутников серии "Космос", спутников связи "Молния" и станций телевизионного вещания "Орбита", а также метеоспутников и космических кораблей, направляемых к Луне, Венере и Марсу.

В Постановлении XXV съезда КПСС "Основные направления развития народного хозяйства СССР на 1976-1980 годы" указано: "Продолжить изучение и освоение космического пространства, расширить исследования по применению космических средств при изучении природных ресурсов Земли, в метеорологии, океанологии, навигации, связи и других нужд народного хозяйства" /2, стр.215/.

Сергей Павлович был награжден двумя орденами Ленина, орденом "Знак Почета" и медалями. Он дважды Герой Социалистического Труда (1956, 1961), член-корреспондент Академии наук СССР с 1953, а действительный член - с 1958 г., член КПСС с 1953 г. Имя Королева присвоено крупнейшему образованию (талассоиду) на обратной (невидимой с Земли) стороне Луны.

С.П.Королев скончался во время сложной операции 14 января 1966 г. на шестидесятом году жизни в полном расцвете творческих сил и таланта. Урна с его прахом покоится в исторической стене Московского Кремля, выходящей на Красную Площадь столицы СССР.

Президент Академии наук СССР М.В.Келдыш сказал о нем на траурном митинге на Красной площади в Москве: "Академик Сергей Павлович Королев принадлежит к числу тех замечательных ученых нашей страны, которые внесли неизгладимый вклад в развитие мировой науки и культуры" /11/.

Первый летчик-космонавт планеты Земля Ю.А.Гагарин правильно отметил в своем выступлении, что "с именем Сергея Павловича

связана целая эпоха в истории человеческой цивилизации и техники" /II/.

Автор этой статьи, хорошо знавший С.П.Королева и являющийся рецензентом многих его замечательных трудов, прославивших русский народ, советскую культуру и Социалистическую Родину, склоняет свою поседевшую голову перед великим человеком XX века.

### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Реактивные летательные аппараты. М., 1964.
  2. Материалы XXV съезда КПСС. М., 1976.
  3. С.П.Королев. Ракетный полет в стратосфере. М., 1984.
  4. С.П.Королев. Крылатые ракеты и применение их для полета человека. - "Техника воздушного флота", 1935, №7, стр.35-56.
  5. Б.Н.Шереметьев. Планеры. М., 1959.
  6. К.И.Трунов. Первый ракетоплан в СССР. - В об.: Из истории авиации и космонавтики. М., 1966, Вып.4, стр.22-29.
  7. Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы. М., 1985, стр. 849-855.
  8. Сообщение ТАСС. Об испытании ракет. "Правда", 1957, 27 августа, стр. 1.
  9. Говорит Главный конструктор космических кораблей. - "Авиация и космонавтика", 1962, № I, стр. II-13.
  10. П.Т.Астащенко. Орбиты Главного конструктора. М., 1978.
  11. Сообщение ТАСС. - "Правда", 1966, 19 января, стр. 1.
  12. "Союз" и "Аполлон" (под редакцией К.Д.Бушуева). М., 1976.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
им.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

---

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

---

В.И.Баженов, А.И.Гончаров, М.И.Осин

НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ ВОЗВРАЩЕНИЯ ЧЕЛОВЕКА ИЗ КОСМОСА  
И ИХ РАЗВИТИЕ ОТ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО ДО НАШИХ ДНЕЙ

Возвращение на Землю является завершающим этапом любого космического полета с участием человека. На этапе возвращения приходится иметь дело с экстремальными тепловыми потоками, ударными аэродинамическими нагрузками на летательный аппарат и, в силу этого, с воздействием ускорений на экипаж. Не случайно проблеме возвращения на Землю уделено значительное внимание в трудах основоположников ракетно-космической техники.

В настоящей работе рассмотрено развитие взглядов на проблему возвращения из космоса, в частности, на проблему переносимости перегрузок человеком, находящимся на борту космического аппарата. Намечены этапы в развитии взглядов на критерии, описывающие предельное воздействие ускорений на человека. Описываются интегральные критерии и, в том числе, такие, которые учитывают предысторию процесса торможения. Формулируется задача оптимизации траектории спуска по критерию переносимости перегрузок экипажем. Обсуждаются результаты поиска оптимального режима торможения для предельных условий входа в атмосферу Земли. поставлена задача формирования комплексных перегрузочных критериев для всего экипажа с учетом различных факторов воздействия перегрузок на организм, ослабленный пребыванием в невесомости.

В трудах К.Э.Циолковского много внимания уделено вопросам защиты человека от воздействий ускорений. В разделе "Спасение от усиленной тяжести" работы "Исследование мировых пространств реактивными приборами" Циолковский, как известно, предлагает спо-

собы защиты человека от перегрузок во время космического полета. Одним из опасных факторов при возвращении на Землю Циолковский считает "тормозящее действие атмосферы". "Даже одно тормозящее действие последней (атмосферы - ред.) может разрушить снаряд или убить находящийся в нем организм", - читаем мы в разделе "Спуск на Землю, посещение планет и возвращение домой" [2, стр. 176]. В работе [1] Циолковский высказывает новое для того времени предположение о существовании предельного импульса воздействия для данной перегрузки, предлагая определять экспериментально "наиболее безвредную для здоровья величину тяжести", которую может "выдержать субъект в течение известного времени" [стр.88].

Способ создания механической невесомости, предложенный в работе [1], позволяет за счет погружения человека в жидкость сводить внутренние массовые силы к внешним распределенным реакциям, предохраняя тем самым организм от сосредоточенных усилий, действующих на костно-мышечные ткани. Автор делает, однако, оговорку, что погружение в жидкость не решает проблемы защиты человека от перегрузок, предполагая что более легкие части будут стремиться вверх: между разными тканями образуется натяжение, которое может кончиться разрывом их и даже смертью организма при достаточно большом увеличении тяжести". Можно понять, что Циолковский рассматривает воздействие перегрузок на разные части организма по-разному, последующая фраза позволяет судить, что он предполагал, помимо связи между перегрузкой и временем ее действия, наличие порогового усилия, предельного для тканей организма. "Итак, наибольшая переносимая человеком без вредных последствий тяжесть небеспредельна и при погружении его в соответствующую жидкость. Предел же этот, думаю, не менее 10 и может быть определен для каждого субъекта только опытом" [1, стр.89].

Некоторые технические решения по проблеме возвращения на Землю и особенно по структурному построению спускаемых аппаратов и по принципам управляемого движения в атмосфере на участке аэродинамического торможения предсказаны еще в трудах одного из пионеров ракетной техники Ю.В.Кондратьева. В главе "Погашение скорости возврата сопротивлением атмосферы" работы "Завоевание межпланетных

пространств" Кондратюк предлагает конструкцию спускаемого аппарата с малым аэродинамическим качеством, который можно назвать прообразом существующих возвращаемых аппаратов. Аэродинамические силы для торможения и управления траекторией спуска создаются "поддерживающей поверхностью", т.е. специальным лобовым щитом, поставленным под большим углом атаки к потоку. Этот щит воспринимает также основные тепловые нагрузки. В работе мы читаем: "Чтобы не подвергать действию атмосферы тыльную сторону поддерживающей поверхности, можно вместо сообщения ей отрицательного угла атаки заставлять переворачиваться весь снаряд вокруг его продольной оси" [3, стр.580]. Автором предложен наиболее простой способ управления траекторией - управление проекцией подъемной силы на вертикаль путем переворотов по крену. Можно сказать, что элементы конструкции и способ управляемого спуска, характерные для существующих спускаемых аппаратов (см. [5]), в основных чертах повторяют идеи, предложенные Ю.В.Кондратюком.

В разделе "О способах повысить выносливость человеческого тела относительно значительных механических ускорений" работы [4] Ю.В.Кондратюк описывает физиологические "причины невыносливости". Для повышения предела переносимости перегрузок предложено использовать ложементы, выполненные в форме человеческого тела, т.е. так, как это сделано в креслах существующих спускаемых аппаратов. Работы пионеров ракетно-космической техники можно назвать первым этапом исследования предельной переносимости ускорений при возвращении из космоса.

Практически с большими перегрузками столкнулись в период развития скоростной авиации. Этот период можно назвать вторым этапом изучения предельных значений ускорений или этапом, на котором господствовал прагматический подход, определяемый конкретными потребностями техники, связанными с созданием высокоманевренных истребителей, парашютной техники и катапультируемых кресел. Был получен экспериментальный материал о предельных нагрузках при характерных позах пилотов, определены критические ударные нагрузки и предельное время воздействия перегрузок, являющихся расчетными для конструкций самолетов. Было установлено, что имеется запас по времени переносимости максимальных перегрузок для всех режимов полета. Этот запас весьма невелик для тре-

нированных пилотов, совершающих баллистический спуск с орбиты Земли, и поэтому возникла задача всестороннего анализа процесса торможения, особенно при скоростях входа в атмосферу выше первой космической; такое исследование можно назвать третьим этапом изучения проблемы переносимости перегрузок — этапом изучения предельных длительных перегрузочных воздействий с учетом особенностей реальных средств возвращения на Землю. На этом этапе создаются механические критерии, базирующиеся на представлениях о накопении действия перегрузок (см. [6]).

В настоящее время наметился новый, четвертый этап, связанный с созданием комплексных критериев, учитывающих предисторию процесса торможения, детренированность экипажа после космического полета, разброс предельных характеристик, описывающих защитные свойства каждого члена экипажа и работоспособность пилотов, управляющих движением в атмосфере. С учетом современного уровня развития техники оцениваются предельные воздействия перегрузок и вновь находят развитие идеи о всестороннем учете предельных воздействий, высказанные в трудах основоположников ракетной техники.

Если обратиться к известной зависимости перегрузки от предельного времени действия, приведенной, например, в работе [9], то можно заметить, что незначительное уменьшение перегрузки, например, с 8 единиц до 6 приводит к существенному увеличению времени переносимости (с 130 сек. до  $\sim 240$  сек. по данным [9]). Логично предположить, что уменьшение перегрузки на основном этапе торможения с сохранением ее значения в момент входа в атмосферу позволит снизить интегральное воздействие на экипаж, обеспечив, однако, заданный коридор входа. В таких условиях логично оценивать воздействие перегрузок, вводя понятие предельного импульса воздействия, определяемого как произведение действующей постоянной перегрузки на предельное время, соответствующее этой перегрузке. Соотношения между достигнутым значением импульса воздействия  $J$  и предельной его величиной  $J_{пр}$  могут служить основой для построения безразмерных интегральных перегрузочных критериев. Если в течение времени  $\Delta t$  действует постоянная перегрузка  $n$ , то доза  $m$  от предельного импульса воздействия, соответствующего данной перегрузке будет:

$$m = \frac{n \Delta \tau}{J_{np}(n)}.$$

При переменной перегрузке, интегрируя по траектории дозу, получим безразмерный критерий, который можно назвать мерой интегрального перегрузочного воздействия:

$$M = \int_{\tau_0}^{\tau_k} \frac{n}{J_{np}(n)} d\tau$$

Если при данном способе торможения в атмосфере  $M \ll 1$ , то можно считать, что интегральное воздействие перегрузок меньше предельного. Для выбора траектории по перегрузочному воздействию могут быть использованы численные поисковые методы. Варьируемые при поиске параметры могут определять моменты и продолжительность действия управляющих воздействий и, в том числе, моменты переключений на режим полета с другим аэродинамическим качеством или моменты переключения на другой закон изменения перегрузки, отслеживаемый системой управления. Минимизируемым критерием может служить мера интегрального перегрузочного воздействия, а в качестве ограничений можно рассматривать значение перегрузки и градиента ее изменения, удельные и интегральные тепловые потоки, унос массы покрытия, высоту и скорость полета.

Задача оптимизации траектории может быть сформулирована как задача нелинейного программирования.

Вектор состояния системы  $\bar{X} (x_1, x_2, x_3, \dots, x_i, \dots, x_n)$  определен на множестве  $R$ , ограниченном за счет диапазонов изменения переменных, т.е. за счет неравенств вида:

$$B_i \leq x_i \leq A_i,$$

а также за счет функциональных ограничений типа:

$$f_j(\bar{x}) \leq f_{j,0}.$$

Целевая функция, или критерий качества  $F(\bar{X})$ , вычисляется путем интегрирования известных дифференциальных уравнений, описывающих управляемое движение в атмосфере (см. [7]).

Целью оптимизации является нахождение оптимального значения критерия:  $\text{opt } F$  при  $\bar{X} \in R$ . Цель поиска шире, и она заключается в получении зависимости оптимальных параметров от ограничений и исходных данных.

Возможно применение различных численных поисковых методов, позволяющих решать многопараметрические задачи оптимизации. При применении, например, случайного поиска изменение каждой переменной на очередном шаге опроса целевой функции может иметь вид:

$$x_i^{(k)} = x_i^{(k-1)} + M m_i \tilde{\Delta x}_i,$$

где  $x_i^{(k)}$  и  $x_i^{(k-1)}$  - значения  $i$ -той переменной на данном  $k$ -ом и предыдущем шаге поиска;

$M$  - общий масштаб поиска;

$m_i$  - индивидуальный масштаб данной переменной;

$\tilde{\Delta x}_i$  - случайный вектор, равномерно распределенный в интервале  $(-1; +1)$ .

Для работы с ограничениями могут быть использованы методы штрафования критерия и, в частности, принципы "внутреннего" и "внешнего" штрафа (см. [8]).

На рис.1 в координатах "высота - безразмерная скорость полета" показаны результаты оптимизации траекторий спуска при входе в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями, т.е. в наиболее тяжелых условиях, при наличии узкого коридора входа, длительного времени торможения и значительном уносе теплозащитного покрытия. Исходная траектория с коротким изоперегрузочным участком торможения (она показана пунктиром) трансформируется в ходе поиска в траекторию с длительным изовысотным режимом выравнивания, позволяющим снизить интегральное воздействие перегрузок, сохранив их максимальное значение в момент входа в атмосферу и обеспечить плавное торможение в атмосфере без рикошета при пролете атмосферы и без ухода от планеты.

На рис.2 показаны результаты дрейфа оптимума по одному из ограничений, в качестве которого выступает угол входа в атмосферу для случая возвращения с лунных трасс и с высоких околозем-

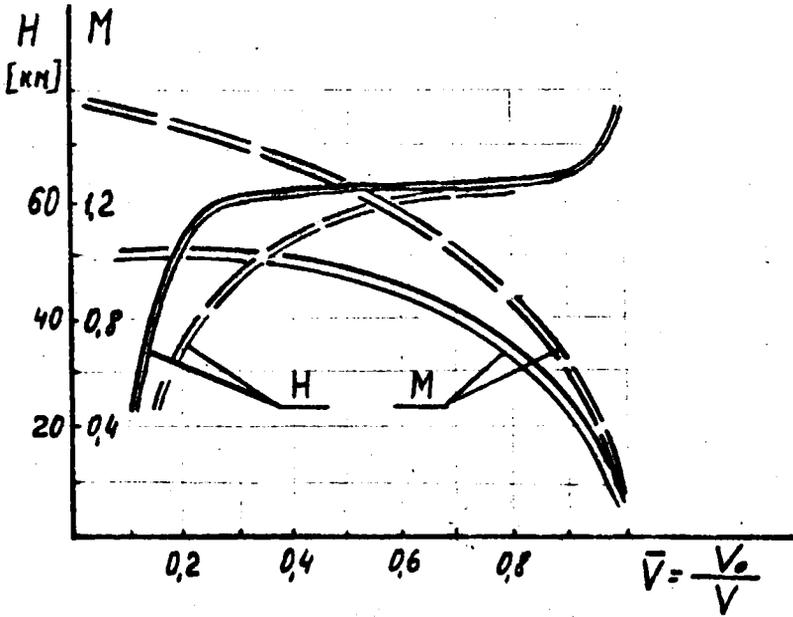


Рис. 1

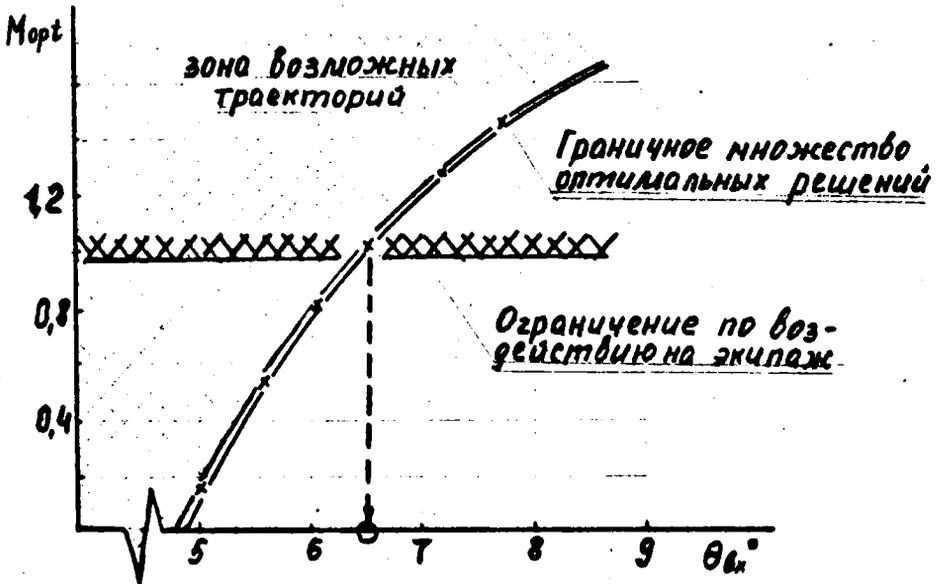


Рис. 2

ных орбит. Приведенная зависимость есть семейство оптимальных решений, и можно определить предельный угол входа для данного аппарата при оптимальном управлении, т.е. угол входа, соответствующий предельной мере интегрального воздействия.

Для некоторых режимов движения можно получить аналитические выражения для вычисления меры интегрального воздействия. Если аппроксимировать зависимость предельного импульса воздействия от перегрузки формулами типа:

$$J_{np}(n) = \frac{A}{n},$$

то для режима изовысотного торможения изменение меры воздействия возможно определять по следующей формуле:

$$\Delta M_{изовыс} = \int_{\tau(V_{выр})}^{\tau(V_1)} \frac{n}{J_{np}(n)} dt = \frac{\rho_0 (1 + K_p^2) e^{-\rho H_{выр}}}{6 g_0 P_x A} (V_{выр}^3 - V_1^3).$$

Для движения с постоянной перегрузкой после изовысотной площадки приращение меры воздействия можно вычислять так:

$$\Delta M_{изопер} = \int_{\tau(V_1)}^{\tau(V_2)} \frac{n}{J_{np}(n)} dt = \frac{n \sqrt{1 + K_p^2}}{A g_0} \left[ V_1 - V_2 + \frac{2g_0}{P} \left( \frac{1}{V_2} - \frac{1}{V_1} \right) \right],$$

где  $\rho_0$  - плотность атмосферы на уровне моря;  
 $K_p$  - располагаемое качество;  
 $\rho$  - показатель в экспоненциальном законе изменения плотности атмосферы с высотой;  
 $H_{выр}$  - высота полета на участке выравнивания;  
 $g_0$  - ускорение силы тяжести;  
 $P_x$  - нагрузка на мидель аппарата;  
 $V_{выр}$  - скорость полета, соответствующая началу изовысотного участка (или моменту прохождения максимума перегрузки);

- $V_1$  - скорость полета, соответствующая моменту перехода с изовысотного участка на движение с постоянной перегрузкой;
- $V_2$  - скорость полета, соответствующая моменту схода с изоперегрузочного участка;
- $n$  - перегрузка на изоперегрузочном участке.

Предложенный безразмерный критерий интегрального воздействия описывает односторонне процесс накопления действия перегрузки, без учета предистории процесса торможения и без учета действия других перегрузочных факторов на организм. С физиологической точки зрения действие ускорений можно условно разделить по следующим направлениям:

- действие на костно-мышечные ткани;
- действие на органы, заполненные жидкостью (мозг, печень, желудок, сосудистая система);
- действие на сосуды кровеносной системы (изменение гидростатического давления крови);
- действие на колебательные процессы в организме (частотные ритмы сердца, дыхание);
- уменьшение рабочего объема легких из-за снижения мышечной активности;
- ухудшение идеомоторных реакций;
- ограничение двигательной активности;
- уменьшение телесного угла зрения.

Различные факторы перегрузки по разному действуют на организм. Инерционные усилия приводят к напряжению мышечных и костных тканей, ограничивают идеомоторные реакции. Градиент изменения перегрузки оказывает преимущественное действие на частотные процессы, меняя  $\omega$ -ритм сердца, частоту дыхания, а также воздействует на вестибулярный аппарат. Импульс перегрузки определяет работу противодействия притоку и оттоку крови, затрудняя кровоснабжение мозга, определяя застой крови и местные кровоизлияния.

Процесс воздействия ускорений растянут во времени, и небезразлично, в какой период нагружения организм подвергается воздействию названных выше факторов. Можно предположить, что повторные пиковые нагружения будут восприниматься хуже, чем пер-

вичное воздействие. Предыстория процесса нагружения может быть до некоторой степени учтена с помощью безразмерного критерия, представляющего собой максимальное измеренное для данного процесса нагружения отношение интеграла от перегрузки к предельному импульсу воздействия, соответствующему этой перегрузке. Этот критерий назовем мерой жизнеспособности для импульсного воздействия, и он вычисляется по формуле:

$$M_{ж} = \max \left[ \frac{\int_0^{\tau_k} n d\tau}{J_{np}(n)} \right].$$

При анализе комплексных критериев следует учитывать степень ослабления космонавта, находящегося перед нагружением в условиях пониженной силы тяжести и гипокинезии. Следует учитывать, что в состав экипажа входят люди с различной выносливостью и характеристиками реадaptации к земным условиям. На современном этапе учет этих факторов возможен только с привлечением экспериментальных данных. Данные работы [9] позволяют получить зависимости предельных перегрузочных факторов для детренированного организма. В той же работе и в ряде других содержатся сведения о разбросе предельных значений перегрузки, импульса воздействия и градиента ее изменения. Комплексный критерий для оценки суммарного воздействия перегрузки на весь экипаж, состоящий из детренированных людей, представляет собой вероятность благополучного исхода процесса нагружения экипажа. Каждому из факторов действия перегрузки — градиенту ее изменения, величине ускорения и интегральному действию инерционных сил — свойственен разброс значений вблизи пороговых величин, определяемых экспериментально. Зная закон изменения предельных значений перегрузочных факторов, можно оценить вероятность превышения этого предела для данного закона торможения. Если предположить, что действие каждого фактора не зависит от действия других, то можно рассмотреть оптимистическую модель перегрузочного воздействия, в которой вероятность успешного исхода перегрузочного воздействия  $P_{\Sigma}$  определяется так:

$$P_{\Sigma} = (P_1 \cdot P_2 \cdot P_3)^n,$$

где  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $P_3$  - вероятности непревышения предельных значений градиента перегрузки, самой перегрузки и ее интегрального воздействия, определяемые по данным, учитывающим детренированность экипажа;

$n$  - число членов экипажа.

Модели, в которых учитывается зависимость факторов нагружения друг от друга, более близки к действительности. Предельной моделью такого типа может быть пессимистическая модель, в которой каждое из предельных воздействий определяется в зависимости от степени ослабления организма, подвергаемого нагружению на предыдущих этапах полета. В одном из вариантов такой модели задается суммарная мера жизнеспособности организма и на начальной фазе торможения определяется доля остаточной жизнеспособности после прохождения максимума градиента перегрузки. Мера ослабления организма при прохождении максимума градиента определяется, как отношение реализованного максимального значения градиента  $(\frac{dn}{dt})_m$  к предельному значению градиента, определяемому по данным эксперимента  $(\frac{dn}{dt})_{np}$ . Прохождение максимума перегрузки в свою очередь уменьшает долю остаточной жизнеспособности, и мера ослабления определяется с учетом ослабления от воздействия градиента и самой перегрузки. Аналогично предельное пороговое значение импульса воздействия уменьшается с учетом предыдущего действия на организм перегрузки и ее градиента. Предельные значения каждого из рассматриваемых факторов имеют разброс, и построение такой модели целесообразно с привлечением метода статистических испытаний. Для данной траектории спуска возможно с заданной достоверностью оценить вероятность благополучного исхода процесса нагружения для каждого человека и всего экипажа. Оптимизация траекторий спуска для критериев, определяемых таким образом, является сложной задачей, но может быть решена с применением нерегулярных методов поиска.

Если система управления спуском работает с участием пилотов, то при определении вероятности благополучного исхода процесса торможения приходится учитывать следующие параметры, связывающие пилотов с системой управления и зависящие от закона изменения перегрузки:

- время информационного запаздывания в процессе обработки информации;
- время операционного запаздывания реакций пилотов;
- время переходного процесса управляющего звена, включающего пилота и орган ручного управления.

Величина разброса значений этих параметров определяется перегрузочным воздействием, и вероятность безотказной работы звена человек-машина может быть определена путем оценки по методу статистических испытаний, если известны ограничения на время реакции пилотов в данной системе управления.

В заключение можно отметить следующее:

1. Исследование предельных перегрузочных воздействий на экипаж космического аппарата является сложной и трудной задачей и не случайно ей уделено значительное внимание в трудах основоположников космической техники.

2. Возможно построение интегральных перегрузочных критериев, описывающих влияние на человека профиля изменения перегрузки в процессе торможения в атмосфере.

3. Применение современных численных поисковых методов позволяет найти оптимальную траекторию спуска по критериям перегрузочного воздействия.

4. В основе построения комплексных критериев воздействия перегрузки на экипаж могут лежать вероятностные характеристики, позволяющие оценивать предельные значения перегрузочных факторов по экспериментальным данным.

### Л и т е р а т у р а

1. К.Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1911-1912). - В кн.: Пионеры ракетной техники. Кибальчич, Циолковский, Цандер, Кондратик. Избранные труды. М.: 1964, стр. 154-195.
2. К.Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (перезданные работ 1903- и 1911 гг.). - Там же, стр. 130-214.
3. Д.В. Кондратик. Завоевание межпланетных пространств. - Там же, стр. 537-598.

4. Д.В.Кондратьев. Тем, кто будет читать, чтобы строить. - Там же, стр.501-536.
  5. И.Юдин. "Союз" и "Аполлон" - корабли для совместного полета. - "Наука и жизнь", 1975, № 3, стр. 36-43.
  6. А.В.Климин. Торможение в атмосфере аппарата с экипажем после межпланетного перелета. - "Космические исследования", 1973, т. XI, вып. I, стр.31-37.
  7. В.С.Авдеевский, Б.М.Антонов, Н.А.Анфимов и др. Основы теории полета космических аппаратов. Справочник под общей редакцией Г.С.Нариманова и М.К.Тихонравова. М., 1972.
  8. Алгоритмы и программы для решения задач оптимизации на ЭЦВМ. Научно-технический отчет. Госфонд алгоритмов и программ. М., 1970.
  9. А.С.Барер, Б.И.Сорокина, К.И.Мураховский. К вопросу о переносимости человеком ускорений после длительного пребывания в условиях, имитирующих невесомость. - "Космическая биология и медицина", 1972, № 3, стр. 49-53.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
им. К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

---

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО 1975 г.  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники"

---

Е.К.Мошкин

К ВОПРОСУ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ КОНСТРУКТИВНО-  
ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ЗНАЧИМОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ<sup>х)</sup>

Значимость находящегося в эксплуатации летательного аппарата есть вероятностная, подсчитанная с достаточно высокой степенью достоверности оценка некоторого комплексного показателя, характеризующего аппарат (изделие) с учетом требований всех групп показателей качества.

В ряде своих работ К.Э.Циолковский рассматривает свойства и параметры летательных аппаратов и их агрегатов, которые представлены в виде групп показателей качества. Так, например, при выводе и анализе формулы, носящей имя ученого, он определяет влияние веса ракеты, расхода топлива на скорость полета /I, стр.105/, т.е. материалоемкости и энергоемкости на производительность. Эти три параметра относятся к группе показателей назначения.

О таком свойстве, как долговечность, К.Э.Циолковский писал еще в 1883 г./I, стр.62/. Вопросы ремонтпригодности аппаратов, безопасности полета, параметры которых относятся к группе показателей надежности, обсуждались ученым в ряде его работ /например, I, стр.243; 260/.

При рассмотрении возможных вариантов изготовления отдельных агрегатов он обращался к показателям группы технологичности /I, стр.164, 321, 344/.

Ученого в значительной степени интересовали условия полета человека на ракете, его жизни в Космосе; поэтому ему приходилось часто обращаться к эргономическим показателям: антропометриче-

---

х) Статья печатается в сокращенном виде за счет исключения математических выкладок.

ским / I, стр.34 /, гигиеническим, физиологическим /I, стр.116/, и психологическим /I, стр.67/.

К.Э.Циолковский уделил первостепенное внимание вопросам экономики, т.е. анализу параметров группы экономических показателей. Его интересовали возможности многоразового использования летательного аппарата /I, стр.273/, пути повышения скорости полета за счет "отбрасывания частей аэроплана или превращения их в топливо"<sup>х)</sup> /I, стр.331/, способы увеличения коэффициента полезного действия /I, стр.84/, наиболее выгодные траектории полета /I, стр.97/.

Примеров, иллюстрирующих внимание К.Э.Циолковского к показателям качества, можно было бы привести очень много.

Показатели качества и положены нами в основу метода определения значимости. Качество летательного аппарата, как и любой другой машины, формируется на этапах жизненного цикла изделия, упрощенная схема которого показана на рис.1.

Методы создания и использования летательного аппарата строятся на основе системного подхода, предусматривающего всесторонний анализ исходной проблемы, точную формулировку цели, выявление основных взаимосвязей, критериев, а также определение оптимальных путей реализации цели. На рис.1 представлена также структура комплексной системы управления качеством на базе стандартизации, с учетом ее экономики, организации и математического обеспечения.

Требуемая значимость аппарата устанавливается уже при определении цели, формировании технического задания, обеспечивается на различных этапах форм деятельности, каждая из которых гарантирует определенные свойства аппарата, входящие в группы показателей качества и проявляется в процессе реализации. Рассмотрим эти группы применительно к летательным аппаратам и в соответствии с ГОСТ 2.116-71, ГОСТ 15467-70 и др. /3, стр.17/.

Требования, предъявляемые группой назначения, закладываются в создаваемое изделие в основном на этапах разработки технического проекта, рабочей документации. Эта группа включает в себя следующие качественные показатели: универсальность, на-

х) Идею превращения отбрасываемых частей в топливо, в противоположность взглядам Ф.А.Цандера, К.Э.Циолковский считал непрактичной.

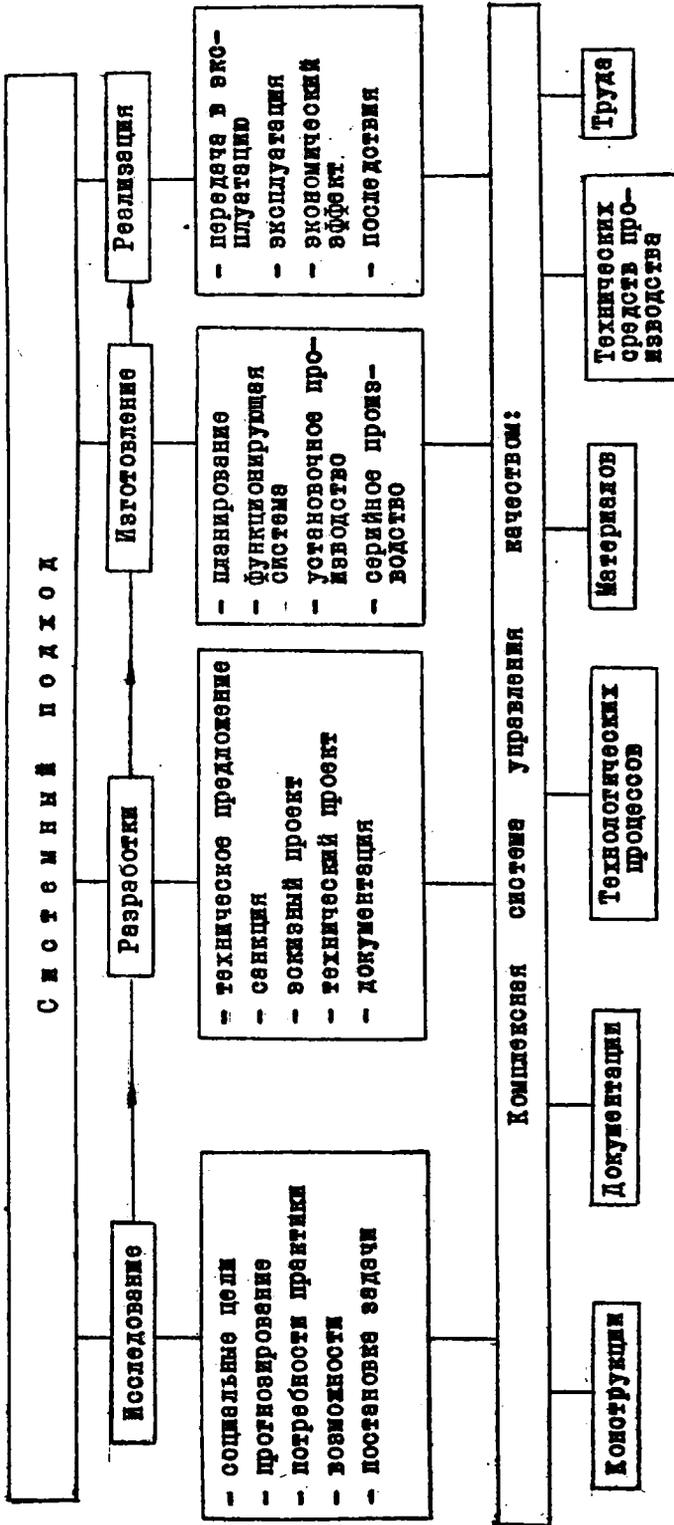


Рис. 1. Упрощенная схема жизненного цикла летательного аппарата

пример количество разнообразных программ, выполняемых аппаратом; производительность, характеризуемую быстротой и величиной выводимой на орбиту массы, скоростью полета к концу работы двигателей, материальностью, энергоемкостью и др.

Надежность изделия (ГОСТ 13377-67, ГОСТ 16503-70 и др.) обеспечивается не только на указанных выше этапах, но и в значительной степени при создании функционирующей системы, в ходе организации установочного производства, в серийном или массовом производстве, в предэксплуатационный период<sup>х)</sup> и во время эксплуатации / 7, стр.133, 255/. Надежность в первую очередь определяют четыре показателя качества: безотказность, т.е. способность выполнять заданные функции с возможно меньшей вероятностью утраты работоспособности; долговечность, т.е. многообразие эксплуатации; ремонтпригодность, характеризуемая приспособленностью аппарата к прогнозированию, обнаружению и устранению отказов; сохраняемость - пригодность к длительному хранению в заправленном и незаправленном состояниях, а также возможность длительного пребывания на стартовой позиции, на орбите, трассе или на другом небесном теле.

Технологические качества / 9, стр.18, 85 и др./ закладываются при разработке технологической документации, но в наиболее полной мере реализуются они в процессе серийного (или массового) производства, когда совершеннее организована система управления производством (технологией, качеством) на предприятии. Технологичность характеризуется степенью использования рациональных прогрессивных конструкционных материалов, совершенством выбранных технологических процессов, уровнем техники, используемой на предприятии, степенью автоматизации производства, качеством контрольных измерений, организацией метрологической службы и др. / 10 /.

Особую актуальность стала приобретать группа эргономики / 3, стр.22/, в которую включают и показатели экологии. Вопросы эргономики и экологии уделяли и уделяют внимание при создании не только пилотируемых космических кораблей, но и в определенной степени при разработке ракет-носителей, наземного оборудования и т.д. Однако в связи с возникновением нового поколения

х) Этот период (как самостоятельный и единый) обычно не рассматривается. Однако учет специфики отдельных этапов периода может оказать влияние на снижение надежности и других качественных показателей изделия.

ракетно-космической техники, летательных аппаратов многоразового использования (действия) требования эргономического порядка существенно расширились.

Ожидаемые к 80-м годам массовые перевозки людей /6, стр.137 и др./, обеспечивающие связь с обитаемыми орбитальными научными и промышленными объектами, окажутся реальными только в том случае, если полет не потребует предварительного отбора и какой-либо индивидуальной подготовки или тренировки. Иначе говоря, на смену космонавту здесь придет космический пассажир.

Гигиенические, антропометрические, физиологические, психофизиологические, психологические, эстетические параметры будут закладываться на ранних этапах и обеспечиваться на последующих этапах вплоть до реализации и завершения полета, который в скором времени будет не более сложным, чем обычный полет на современном самолете.

Развитие нового направления техники, расширение массового производства и использования ракет вызовет широкое внедрение параметров группы стандартизации и унификации / 5 /. Здесь потребуются введение системы специализации производства, т.е. создание заводов, изготавливающих типичные детали и агрегаты: например, только камеры сгорания, турбины, насосы или ТНА в сборе, элементы автоматики и т.д. Продукция будет поступать на головные сборочные заводы, выпускающие ракеты-носители, космические корабли.

По-новому придется относиться к требованиям группы, включающей в себя патентно-правовые показатели качества.

В условиях современного расширения международного сотрудничества в области ракетно-космической техники появится необходимость пересмотра ряда юридических положений в отношении показателей патентной защиты и патентной чистоты. Указанное обосновывается хотя бы тем, что в разработке того или иного элемента конструкции уже и сейчас принимают участие отдельные ученые, инженеры ряда стран, коллективы, фирмы, предприятия.

Экономическая группа качества включает показатели затрат на проектирование, исследования, постановку на производство, осуществление контроля / 2, стр.174, 217/ и т.д.

При этом существенное значение приобретает некоторый обобщенный экономический показатель, имеющий экстремум. Численное значе-

ние этого показателя ухудшается, т.е. возрастает как с ухудшением качества изготовления или с ослаблением требований к производству, так и с ужесточением системы контроля качества, например, за счет увеличения числа контрольных операций, повышения чувствительности и точности измерительных приборов.

Экстремальный экономический показатель летательного аппарата принимается как комплексный показатель качества только при условии, что показатели долговечности и безопасности полностью соответствуют значениям, заложенным при определении цели. Чтобы сформировать обобщенный экономический показатель, необходимо оценить значимость отдельных элементов аппарата, перейти для каждого из них от технической оценки к экономической<sup>х)</sup>, определить по относительной трудоемкости удельный вес каждого элемента и затем найти требуемый обобщенный суммарный показатель. Последовательность решения такой задачи основана на использовании достаточно емкого и неплохо разработанного математического аппарата, но описание его, естественно, выходит за рамки данной статьи.

Ограничимся рассмотрением на частном примере порядка оценки / 4 / инженерно-технической значимости элемента, в качестве которого принят прибор, предназначенный для контроля качества одного из агрегатов летательного аппарата. Вначале выписывают группы показателей качества (см. табл. I), затем выбирают те показатели, которые в принципе могут повлиять на оценку. С помощью экспертов производят ранжировку, выбирают рабочие формулы для подсчета удельных весов  $\varphi$  и затем величины самой значимости  $\tau$ .

Для каждого проранжированного параметра ( в табл. 2 они расположены в верхней строке) назначают оценочные параметры  $\rho$  (располагаемые по столбцам) и составляют матрицу. Нами число оценочных параметров выбрано равным шести, но оно может быть любым. Эксперты оценивают рассматриваемый элемент, после чего полученный результат сравнивают со значимостью базового элемента, в качестве которого принимают лучший отечественный образец, луч-

х) Здесь учитывают стоимость изготовления, испытания, затраты на доделки, стоимость ликвидации брака и т.д.

Таблица I

Формирование матрицы "Показатель качества -  
оценочный параметр". Ранжировка показателей  
(пример)

Группа показателей качества (ГОСТ 2.116-71)	Показатели качества по ГОСТ, ОСТ, РТМ	Показатели, выбранные для оценки рассматриваемого прибора	Ранг по результатам экспертного опроса
Показатели назначения	Состава, структуры, универсальности, производительности, материалоемкости, энергоемкости, чувствительности.	Чувствительность Универсальность Производительность	I 8 7
Показатели надежности	Безотказности, долговечности, ремонтпригодности, сохраняемости, точности работы и др.	Точность (надежность фиксирования)	3
Показатели технологичности	Сборности, использования рациональных материалов, новых технологических операций, степени автоматизации и др.	Степень автоматизации	4
Эстетические показатели	Внешнее оформление агрегатов и др.	Внешнее оформление	9
Эргономические показатели	Гигиенические, антропометрические, физиологические, безопасности, психофизиологические и др.	Безопасность	2
Показатели стандартизации и унификации	Применяемости, повторяемости и др.	-	-
Патентно-правовые показатели	Патентной защиты, патентной чистоты и др.	-	-
Экономические показатели	Трудоёмкости, эффективности технологии, относительная стоимость устранения пропущенных дефектов и др.	Трудоёмкость Эффективность технологии	5 6

Таблица 2

Матрица для оценки инженерно-технической значимости рассматриваемого прибора

Чувствительность метода $\zeta = 1$	Безопасность обращения с прибором $\zeta = 2$	Надежность фиксации показаний $\zeta = 3$	Степень автоматизации $\zeta = 4$	Трудоёмкость $\zeta = 5$ и т.д.
1. Были случаи выхода за пределы допуска	Работать с приборами опасно	На надёжность действуют все факторы, упомянутые в предыдущей таблице	Все операции производятся вручную	Требует больших затрат труда. Уровень не ясен, не определен
2. На пределе допуска	Требуются особые строгие соблюдение режима	Действуют только три фактора	Частичная механизация	Трудоёмкость не более, чем на других операциях
3. Чувствительность в <u>требуемых пределах</u>	Применяется сложная система защиты	Действует один или два фактора	Достаточная механизация или (и) частичная автоматизация	Требует <u>занятия женного уровня</u>
4. Полная гарантия обеспечения требуемой чувствительности	Работа с <u>прибором безопасна</u>	Система <u>полно надёжна</u>	Полная <u>автоматизация</u>	Прогрессивна, по сравнению с другими (операциями), приборами
5. Нарушение условий, приводящих к снижению чувствительности, в процессе невозможно	Аварийную ситуацию вызвать невозможно	Конкретных предложений по повышению надёжности выдвигать не удалось	Автоматизированы все процессы, вплоть до осуществления управления качеством	Меньше, чем на любой операции предприятия отрасли

ний зарубежный, теоретически возможный или др. Намлучшему, теоретически возможному в нашем примере, соответствуют оценки, записанные в пятой строке.

Одним из преимуществ матрицы является также и то, что она помогает наметить план последующих исследований или дальнейшего совершенствования конструкций. В самом деле, оценки (отметки), сделанные экспертами в каждом столбце, отделяют "пройденный этап" (строки сверху) от "нерешенных проблем" (строки снизу).

Для рассматриваемого в примере прибора эксперты отметили свое мнение тем, что подчеркнули в матрице соответствующий текст.

### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Собрание сочинений, т.2. М.,1954.
  2. Г.Д.Бурдун. Основы метрологии. М.,1972.
  3. Ф.Х.Бурмкулов и др. Качество и надежность изделий машиностроения. М.,1974.
  4. В.Г.Гмошинский. Основы теории инженерного прогнозирования.М., 1973.
  5. Контроль качества продукции машиностроения. Изд. стандартов. М.,1974.
  6. Космическая эра. М.,1970.
  7. В.Н.Лозовский. Надежность гидравлических агрегатов. М.,1974.
  8. Е.К.Мошкин. Развитие отечественного ракетного двигателестроения. М.,1973.
  9. Технологическое обеспечение качества продукции в машиностроении. М.,1975.
  10. Эрих Янч. Прогнозирование научно-технического прогресса. М., 1974.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

В.В.Балашов

ПРИБЛИЖЕННАЯ МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ  
ЭФФЕКТИВНОСТИ МНОГОРАЗОВОЙ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

К.Э.Циолковский, разрабатывая проекты "эфирных поселений", указывал на необходимость создания космической транспортной системы Земля-орбита-Земля: "Устройство первого хозяйства поблизости Земли нуждается в постоянной земной помощи...Необходимы постоянные сношения с планетой. От нее придется получать машины, материалы, разные сооружения, продукты питания, людей. Неизбежен и частый обмен работниками ввиду необычности среды" /1, стр.251/. Для доставки грузов на геоцентрическую орбиту К.Э.Циолковский предлагал использовать "ракетные поезда" - многоступенчатые системы, состоящие из аппаратов, способных по окончании маршевого участка выведения возвратиться к месту старта и использоваться в последующих полетах /4, стр.323/. Такие аппараты, по мысли К.Э.Циолковского, должны объединять в себе признаки ракеты (ЖРД в качестве маршевой двигательной установки) и самолета (крылья, посадочные устройства) /1, стр.252/.

Использование подобной многоразовой воздушно-космической системы (МВКС) для выведения полезной нагрузки на орбиту и возвращения ее на Землю даст принципиальную возможность уменьшения затрат на различные космические программы. Возможности достижения экономии по сравнению со стоимостью операций, связанных с использованием носителей одноразового применения, подробно рассмотрены в обзоре /2/. В частности, предполагается, что наличие у орбитального аппарата (последней ступени МВКС) вместительного грузового отсека и более благоприятный режим перегрузок на участке выведения позволит снять ряд ограничений на параметры многих видов полезной

нагрузки, например, автоматических ИСЗ. Это, в свою очередь, позволит заметно снизить их стоимость и увеличить надежность.

Другим важнейшим путем уменьшения стоимости выведения полезной нагрузки является спасение конструкции и ее повторное использование. Для оценки целесообразности подобной операции необходимо привлекать критерии, характеризующие экономическую эффективность МВКС, например, рассматривать в качестве критерия оптимальности параметров МВКС удельную (на единицу веса полезной нагрузки) стоимость выведения.

Стоимостный анализ связан с рассмотрением большого числа стоимостных функций, характеризующих затраты на проектирование, изготовление и эксплуатацию МВКС в зависимости от весовых характеристик системы. Параметры стоимостных функций определяются на основе статистических данных о весовых и стоимостных характеристиках проектируемых МВКС. Поскольку такие данные основываются, как правило, на экстраполяции имеющихся зависимостей, характеризующих весовую и экономическую эффективность одноразовых носителей, они не обладают достаточной надежностью. Поэтому для решения целого ряда задач на начальной стадии проектирования МВКС, в частности, для определения оптимальных параметров ступеней, целесообразно применять упрощенные методы оценки веса конструкции и затрат на выведение полезной нагрузки.

В настоящем докладе рассматривается один из вариантов приближенной методики оценки экономической эффективности ступенчатой МВКС, основные положения которой разработаны д.т.н. Ильиным В.А. (Москва, ЦАГИ) и формулируются следующим образом:

1. Исходные нелинейные весовые и стоимостные зависимости аппроксимируются линейными функциями.

2. Множество частных конструкционных и стоимостных коэффициентов, входящих в состав аппроксимирующих функций, объединяется в небольшом числе обобщенных параметров, характеризующих весовую эффективность конструкции МВКС и экономическую эффективность ее эксплуатации.

3. Обобщенные параметры включают в свой состав также основные показатели, характеризующие специфические особенности МВКС: удельные затраты топлива на возвращение и посадку аппаратов и

расчетное число полетов (показатель многократности использования конструкции).

При анализе оптимальных параметров ступенчатой МВКС обобщенные параметры целесообразно формировать в виде коэффициентов влияния стартовых весов ступеней на выбранный (весовой или стоимостный) функционал, имеющий в данном случае линейную структуру.

Рассмотрим ступенчатую МВКС, состоящую из  $i = 1, 2, \dots, n$  аппаратов. Обозначим:  $G_i$  - начальный вес  $i$ -й ступени;  $G_{i+1}$  - вес полезной нагрузки  $i$ -й ступени (начальный вес  $i + 1$ -й ступени);  $G_{in} = G_i - G_{i+1}$  - начальный вес  $i$ -го аппарата.

Вес  $G_{in}$  складывается из веса конструкции  $i$ -го аппарата  $G_{ik}$  и веса топлива:

$$G_{in} = G_i - G_{i+1} = G_{ik} + (1 + \varphi_i) G_{it}, \quad (I)$$

где  $G_{it}$  - вес топлива, расходуемого маршевыми ЭРД на активном участке выведения  $i$ -й ступени;  $\varphi_i G_{it}$  - вес топлива, расходуемого посадочными ЭРД  $i$ -го аппарата на участке возвращения ( $\varphi_i$  - коэффициент, учитывающий продолжительность крейсерского полета с работающими ЭРД).

В весе конструкции  $i$ -го аппарата  $G_{ik}$  выделим вес "постоянного оборудования"  $G_{i0}^*$ , а остальную конструкцию распределим по  $j = 1, 2, \dots, n$  весовым группам  $G_{ij}$ , определяемыми какими-либо характерными параметрами  $F_{ij}$  аппарата, ступени или всей системы в целом.

Аппроксимируя каждую из "статистических зависимостей"  $G_{ij}(F_{ij})$  соответствующей линейной функцией, получим:

$$G_{ik} = G_{i0}^* + \sum_{j=1}^n G_{ij}(F_{ij}) = G_{i0}^* + \sum_{j=1}^n (G_{ij}^* + \varepsilon_{ij} F_{ij}), \quad (2)$$

где  $(2n + 1)$  параметров  $\varepsilon_{ij}$ ,  $G_{ij}^*$ ,  $G_{i0}^*$  определяются по статистическим данным о весовых характеристиках  $j$ -х групп элементов конструкции для аппаратов исследуемого класса.

Распределим вес конструкции по трем весовым группам, выбрав

в качестве характерных параметров  $F_{i1}$ ,  $F_{i2}$ ,  $F_{i3}$  вес топлива  $(1 + \varphi_i) G_{i1}$ , тягу маршевых МРД  $R_i = n_i G_L$  ( $n_i$  - начальная тяговооруженность  $i$ -й ступени) и вес конструкции  $G_{ik}$   $i$ -го аппарата. В первую группу элементов конструкции включается корпус и топливные баки, во вторую - двигательная установка, в третью - аэродинамические поверхности, посадочные устройства, тепловыделяющие элементы и т.д.

Соотношение (2) в этом случае запишется в следующем виде:

$$G_{ik} = G_{i0}^* + (1 + \varphi_i)(G_{i1}^* + \varepsilon_{i1} G_{i1}) + (G_{i2}^* + \varepsilon_{i2} R_i) + (G_{i3}^* + \varepsilon_{i3} G_{ik}). \quad (3)$$

Линеаризация весовых функций  $G_{ij}$  ( $F_{ij}$ ) позволяет представить  $G_{ik}$  в виде линейной функции начального веса  $i$ -й ступени  $G_i$  и веса  $G_{i+1}$  ее полезной нагрузки:

$$G_{ik} = \xi_i^* + \sigma_i G_i - \mu_i G_{i+1}, \quad (4)$$

где

$$\xi_i^* = \frac{\varphi_i G_{i1}^* + \sum_{j=0}^3 G_{ij}^*}{1 + \varepsilon_{i1} - \varepsilon_{i3}}; \quad \sigma_i = \frac{\varepsilon_{i1} + \varepsilon_{i2} n_i}{1 + \varepsilon_{i1} - \varepsilon_{i3}}; \quad \mu_i = \frac{\varepsilon_{i3}}{1 + \varepsilon_{i1} - \varepsilon_{i3}}.$$

Коэффициенты  $\xi_i^*$ ,  $\sigma_i$ ,  $\mu_i$  являются обобщенными конструкционными параметрами, характеризующими весовое совершенство конструкции  $i$ -го аппарата.

Суммарный вес конструкции  $G_k = \sum_{i=1}^m G_{ik}$  и стартовый вес системы  $G_1 = \sum_{i=1}^m G_{i1}$  могут быть использованы в качестве функционалов при весовой оптимизации параметров  $m$ -ступенчатой МВКС.

Экономическая эффективность системы доставки полезной нагрузки на геоцентрическую орбиту характеризуется удельной (на единицу веса полезной нагрузки  $G_{m+1}$ ) стоимостью выведения  $\bar{S}$  или затратами, приходящимися на каждый запуск МВКС (абсолютная стоимость выведения полезной нагрузки)  $S = \bar{S} G_{m+1}$ .

Функционал  $S$  формируется в виде суммы

$$S = \sum_{i=1}^m \sum_{\ell=1}^c s_{i\ell}, \quad i = 1, 2, \dots, m; \quad \ell = 1, 2, \dots, c, \quad (5)$$

в которой составляющие  $s_{i\ell}$  характеризуют затраты (в расчете на один запуск) по  $\ell$ -й статье расходов, относящиеся к  $i$ -му аппарату, входящему в состав  $m$ -ступенчатой МВКС.

При рассмотрении задачи об оптимальном выборе параметров ступенчатой многоразовой системы с использованием стоимостного функционала целесообразно учесть следующие виды затрат:

#### Доэксплуатационные затраты

1. Капитальное строительство - создание стартового и ремонтного комплекса.
2. Проектирование конструкции, разработка систем, наземные и летные испытания.
3. Изготовление опытных образцов аппаратов, предназначенных для наземных и летных испытаний.

#### Эксплуатационные затраты

4. Изготовление конструкции эксплуатационных образцов МВКС.
5. Изготовление сменяемой теплозащиты.
6. Изготовление сменных маршевых ЖРД.
7. Восстановительный ремонт и техническое обслуживание.
8. Стартовые и транспортные операции.
9. Топливо для маршевых ЖРД и посадочных ВРД.

Расходы по каждой из перечисленных выше статей могут быть представлены в виде зависимостей  $s_{i\ell}$  от выбранных характерных параметров  $F_{i\ell}$ . Так, затраты на проектирование и изготовление конструкции  $i$ -го аппарата в первом приближении определяются весом его конструкции  $G_{ik}$ ; затраты на заменяемую теплозащиту - весом теплозащиты; затраты на топливо пропорциональны его расходу при каждом запуске  $(1 + \varphi_i) G_{it}$  и т.д.

Аппроксимация зависимостей  $s_{i\ell} (F_{i\ell})$  линейными функциями позволяет в конечном счете представить (5) в виде линейной функции стартовых весов ступеней  $G_i (i = 1, 2, \dots, m)$  и обобщенных стоимостных параметров.

Рассмотрим процесс формирования обобщенных стоимостных параметров для составляющей  $S_{i\ell}$  ( $\ell = I$ ), характеризующей затраты на изготовление конструкции  $i$ -го аппарата, приходящиеся на каждый из  $M_i$  полетов, в которых используется данная конструкция ( $N_i$  - планируемая многократность  $i$ -го аппарата).

Распределим затраты  $S_{i\ell}$  по тем же  $j = 0, I, 2, \dots, n$  группам элементов конструкции, что и в (2). Характерными параметрами, определяющими  $j = 0, I, 2, \dots, n$  слагаемых  $S_{i\ell}$ , являются составляющие  $G_{ij}$  веса  $G_{ik}$ . В линеаризованной форме функция, определяющая зависимость затрат на изготовление конструкции от ее веса, может быть записана в следующем общем виде:

$$S_{i\ell} = \frac{1}{N_i} \sum_{j=0}^n (A_{ij}^* + \alpha_{ij} G_{ij}), \quad (6)$$

где  $A_{ij}^*$ ,  $\alpha_{ij}$  ( $j = 0, I, 2, \dots, n$ ) определяются на основании статистических данных.

Если, например, вес конструкции представлен в форме (3), то для (6) имеем:

$$S_{iI} = \frac{1}{N_i} \left\{ [A_{i0}^* + \alpha_{i0} G_{i0}^*] + (1 + \varphi_i) [A_{i1}^* + \alpha_{i1} (G_{i1}^* + \varepsilon_{i1} G_{i1T})] + \right. \\ \left. + [A_{i2}^* + \alpha_{i2} (G_{i2}^* + \varepsilon_{i2} R_i)] + [A_{i3}^* + \alpha_{i3} (G_{i3}^* + \varepsilon_{i3} G_{ik})] \right\}. \quad (7)$$

Воспользовавшись соотношением (4), приведем (7) к искомой линейной форме:

$$S_{iI} = f_{iI}^* + p_{iI} G_i - q_{iI} G_{i+1}, \quad (8)$$

где

$$f_{iI}^* = \frac{1}{N_i} \left\{ \sum_{j=0}^3 (A_{ij}^* + \alpha_{ij} G_{ij}^*) + \varphi_i (A_{i1}^* + \alpha_{i1} G_{i1}^*) + \right. \\ \left. + \xi_i (\alpha_{i3} \varepsilon_{i3} - \alpha_{i1} \varepsilon_{i1}) \right\}, \quad (9)$$

$$P_{i1} = \frac{1}{N_i} [\alpha_{i1} \varepsilon_{i1} + \alpha_{i2} \varepsilon_{i2} \eta_i + G_i (\alpha_{i3} \varepsilon_{i3} - \alpha_{i1} \varepsilon_{i1})], \quad (10)$$

$$q_{i1} = \frac{1}{N_i} [\alpha_{i1} \varepsilon_{i1} + \mu_i (\alpha_{i3} \varepsilon_{i3} - \alpha_{i1} \varepsilon_{i1})]. \quad (11)$$

Коэффициенты  $f_{i1}^*$ ,  $P_{i1}$ ,  $q_{i1}$  в (8) характеризуют влияние на стоимость изготовления конструкции  $i$ -го аппарата основных параметров, определяющих экономическую эффективность многоразовой системы: показателей весового совершенства конструкции (частных конструктивных коэффициентов  $\varepsilon_{ij}$ ,  $G_{ij}^*$  и обобщенных конструктивных параметров  $\xi_i^*$ ,  $G_i$ ,  $\mu_i$ ); стоимостных коэффициентов  $\alpha_{ij}$ ,  $A_{ij}^*$ ; удельных затрат топлива на возвращение (параметр  $\varphi_i$ ); показателя многоразовости использования конструкции (параметр  $N_i$ ). Тем самым  $f_{i1}^*$ ,  $P_{i1}$ ,  $q_{i1}$  являются обобщенными стоимостными параметрами в стоимостной функции (8).

Аналогичный подход может быть использован при вычислении составляющей  $S_{i2}$  ( $l=2$ ), учитывающей в функционале (5) затраты на проектирование конструкции  $i$ -го аппарата. Указанные затраты распределяются на суммарное планируемое число стартов  $N_\Sigma$  по программе эксплуатации рассматриваемого варианта МВКС:

$$S_{i2} = \frac{1}{N_\Sigma} \sum_{j=0}^n (D_{ij}^* + \delta_{ij} G_{ij}). \quad (12)$$

Стоимостные коэффициенты  $D_{ij}^*$ ,  $\delta_{ij}$ , характеризующие удельные затраты на проектирование  $j$ -х групп элементов конструкции  $i$ -го аппарата, определяются на основании статистических данных.

Поскольку исходная форма для вычисления составляющих  $S_{i1}$  (6) и  $S_{i2}$  (12) выбрана одинаковой, то  $S_{i2}$  также может быть представлена в линейной форме вида (8):

$$S_{i2} = f_{i2}^* + P_{i2} G_i - q_{i2} G_{i+1}. \quad (13)$$

Коэффициенты  $f_{i2}^*$ ,  $p_{i2}$ ,  $q_{i2}$  имеют ту же структуру, что и коэффициенты  $f_{i1}^*$ ,  $p_{i1}$ ,  $q_{i1}$  в (8) и могут быть вычислены по формулам (9-II) при замене параметров  $M_i$ ,  $A_{ij}^*$ ,  $\alpha_{ij}$  соответственно на  $N_{\Sigma}$ ,  $D_{ij}^*$ ,  $\delta_{ij}$  для  $j = 0, 1, 2, 3$ . Эти коэффициенты являются обобщенными стоимостными параметрами, характеризующими удельные затраты на проектирование  $i$ -го аппарата.

В приведенных выше примерах затраты, связанные с проектированием и изготовлением конструкции, распределяются по  $j = 0, 1, 2, \dots, n$  группам элементов конструкции  $G_{ij}$  и для каждой  $j$ -й группы в рассмотрение вводятся стоимостные функции  $(A_{ij}^* + \alpha_{ij} G_{ij})$  и  $(D_{ij}^* + \delta_{ij} G_{ij})$ . В ряде случаев возможно использовать упрощенный подход: отдельные виды затрат, определяемые весом конструкции  $i$ -го аппарата, считать пропорциональными суммарному весу конструкции  $G_{ik}$ .

Так, например, затраты  $S_{i3}$  ( $l = 3$ ) на ремонт и техническое обслуживание возвращаемого аппарата, повторяющиеся после каждого полета, можно оценить, используя линейную зависимость

$$S_{i3} = B_{i3}^* + \beta_{i3} G_{ik}, \quad (14)$$

в которой стоимостные коэффициенты  $B_{i3}^*$ ,  $\beta_{i3}$  определяются на основании анализа предполагаемых затрат на ремонтно-восстановительные работы проектируемых аппаратов многоцелевого использования.

С учетом (4) представим  $S_{i3}$  в "стандартном" виде:

$$S_{i3} = f_{i3}^* + p_{i3} G_i - q_{i3} G_{i+1}, \quad (15)$$

где  $f_{i3}^* = B_{i3}^* + \beta_{i3} \xi_i^*$ ,  $p_{i3} = \beta_{i3} G_i$ ,  $q_{i3} = \beta_{i3} M_i$

— стоимостные параметры, оценивающие влияние на  $S_{i3}$  удельных затрат по рассматриваемой статье расходов ( $l = 3$ ) и весового совершенства конструкции.

Стоимость топлива  $S_{i4}$  ( $l = 4$ ) определяется его расходом в каждом полете:

$$S_{i4} = B_{i4}^* + \beta_{i4} (1 + \varphi_i) G_{it}. \quad (16)$$

Если в (16) принять  $B_{i4}^* = 0$ , то  $\beta_{i4}$  — удельная стоимость

(цена) топлива.

Подставляя (1) и (4) в (16), получим:

$$s_{i4} = f_{i4}^* + p_{i4} G_i - q_{i4} G_{i+1}, \quad (17)$$

где

$$f_{i4}^* = B_{i4}^* - \beta_{i4} \xi_i^*, \quad p_{i4} = \beta_{i4} (1 - \sigma_i), \quad q_{i4} = \beta_{i4} (1 - \mu_i).$$

В рамках используемой линейной весовой и стоимостной методики подобным же образом могут быть представлены затраты по остальным  $l = 5, 6, \dots, c$  учитываемым статьям расходов. Все составляющие  $S_{il}$  функционала (5) имеют общую форму:

$$S_{il} = f_{il}^* + p_{il} G_i - q_{il} G_{i+1}, \quad (18)$$

совпадающую с (4), что позволяет, в частности, разработать единый алгоритм и программу для ЭЦВМ при решении задач оптимизации параметров и траекторий МВКС с использованием весовых и стоимостных критериев оптимальности.

Линейная форма (18) позволяет представить затраты на один полет  $S$  (5) и удельную стоимость выведения полезной нагрузки  $\bar{S}$  в виде линейной функции стартовых весов ступеней.

Так, для двухступенчатой ( $m = 2$ ) МВКС, состоящей из носителя ( $i = 1$ ) и орбитального аппарата ( $i = 2$ ), переходя к безразмерным весовым характеристикам (в качестве масштаба выбирается вес  $G_2$  полезной нагрузки второй ступени),

$$\bar{S} = f + p \bar{G}_1 - q \bar{G}_2, \quad (19)$$

где

$$f = \sum_{l=1}^c (f_{il} + f_{2l} - q_{2l}), \quad p = \sum_{l=1}^c p_{il}, \quad q = \sum_{l=1}^c (q_{il} - p_{2l})$$

и

$$f_{il} = \frac{f_{il}^*}{G_2}, \quad \bar{G}_i = \frac{G_i}{G_2}, \quad i = 1, 2.$$

Обобщенные стоимостные параметры  $f$ ,  $p$ ,  $q$  в (19) характеризуют экономическую эффективность двухступенчатой МВКС в целом. Решение задачи оптимизации параметров этой системы сводится к выбору оптимального сочетания относительных стартовых весов  $\bar{G}_1$  первой и  $\bar{G}_2$  второй ступеней, соответствующего минимуму функционала  $\bar{s}$  (19).

Рассмотренная методика формирования функционала  $S$  может быть использована при анализе ступенчатых МВКС с вертикальным и горизонтальным стартом, включающих в свой состав аппараты различных типов: возвращаемые крылатые аппараты с горизонтальной посадкой, ступени ракет-носителей (одноразовые или спасаемые с помощью парашютных систем), сбрасываемые внешние топливные баки. Методика весового анализа таких систем изложена в работе [3].

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами /1926/. - В кн.: К.Э.Циолковский. Собр. соч., т.2. М., 1954, стр.179-260.
  2. Д.Лейтон, Д.Грей. Разработка транспортной космической системы в США. - "Вопросы ракетной техники", 1974, № I, стр.8-11В.
  3. В.В.Балашов. Формирование функционала для оптимизации параметров ступенчатой системы при различных вариантах компоновки ступеней. - "Труды IX Чтений К.Э.Циолковского" Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1974, стр.17-81.
- К.Э.Циолковский. Космические ракетные поезда. - В кн.: К.Э.Циолковский. Собр. соч., т. 2. М., 1954, стр. 298-326.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
им. К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

А.С.Филатьев

ОПТИМИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ НОСИТЕЛЯ МНОГОРАЗОВОЙ  
ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ЭТАПЕ СПАСЕНИЯ

Разработка космических транспортных систем многократного использования является примером дальнейшего развития идей К.Э.Циолковского.

В своих работах, посвященных исследованию путей покорения космического пространства, Циолковский неоднократно подчеркивал перспективность создания многоразовых космических аппаратов: "...Совершив свое дело, т.е. отпавив последнюю ракету в космическое путешествие, все остальные ракеты какой бы то ни было системы, пролетев более или менее длинный путь в атмосфере, планируя, спускаются на сушу или воду и опять могут служить для того же" /1, стр. 323/. Причем, "так как всем ракетам может предстоять планирование, даже последней - космической, при ее возвращении на Землю, то каждая ракета снабжается необходимым для этого устройством" /1, стр. 301/. И далее, в работе "Исследование мировых пространств реактивными приборами" ученый указывает, что "...небесный корабль должен иметь и некоторые черты самолета" /2, стр. 252/.

Из существующих проектов многоразовых воздушно-космических систем (МВКС) наиболее полно отвечает требованиям экономичности при большой частоте запусков вариант полностью спасаемой МВКС с крылатым носителем, возвращаемым в район стартового комплекса. В этом случае при рассмотрении задачи выведения МВКС (в отличие от аналогичных задач для одноразовых аппаратов) возникают принципиально новые вопросы, связанные с учетом спасения носителя, оптимизацией его движения на этапе возвращения. Траектория возвращения носителя состоит из пассивного участка - с момента отделения 2-ой ступени до запуска двигательной установки (ДУ), возврата и участка крейсерского полета в район стартового комплекса (рис.1). Как показывают вычисления, уменьшение запаса

топлива на возвращение носителя на 30–40% приводит к уменьшению стартового веса МВКС (при той же полезной нагрузке) на 20–25%. Поэтому задача оптимизации траектории возвращения носителя, с точки зрения минимизации запаса топлива, приобретает особую важность.

На стадии предварительного проектирования такая задача имеет три аспекта: выбор оптимального управления движением носителя; исследование влияния на функционал параметров, определяемых компоновкой носителя; исследование влияния на функционал параметров траектории полета носителя в момент разделения со 2-ой ступенью. В настоящем докладе приводится анализ каждого из этих аспектов, причем основное внимание уделяется физическому истолкованию результатов, полученных автором на основании аналитического исследования и параметрических расчетов.

Поскольку запас топлива на крейсерский полет в район стартового комплекса пропорционален недолету носителя до точки старта МВКС при пассивном движении, в дальнейшем рассматривается лишь пассивный участок траектории возвращения носителя, и в качестве функционала принимается недолет до стартового комплекса.

### 1. Структура оптимального управления

Задачу оптимизации управления движением носителя на участке возвращения сформулируем следующим образом: требуется определить закон изменения углов атаки  $0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max}$  и крена  $|\gamma| \leq \gamma_{\max} \leq \frac{\pi}{2}$ , обеспечивающий минимальный недолет носителя до точки старта МВКС; параметры траектории полета в момент отделения 2-ой ступени считаются известными, конец траектории определяется достижением заданного уровня энергии.

Траекторию возвращения носителя до момента запуска ДУ возврата разделим условно на два участка (рис.1б):

I-ый участок - с момента отделения 2-ой ступени до точки максимального удаления носителя от стартового комплекса (1-2),

II-ой участок - от точки максимального удаления от стартового комплекса до конца траектории (2-3).

Заметим, что полет на I-ом участке происходит, в основном, в разреженных слоях атмосферы, а движение на II-ом участке близко к квазистационарному планированию /3/. Изменение характера движе-

ния при переходе через точку максимального удаления объясняется тем, что угол наклона траектории к горизонту в момент разделения  $\Theta_i > 0$  и, следовательно, обладая большой скоростью, носитель на начальном участке полета вылетает из плотных слоев атмосферы и повторный вход в плотные слои атмосферы происходит в окрестности точки максимального удаления, о чем свидетельствует резкое уменьшение радиуса разворота носителя (рис. 16).

Задача, подобная сформулированной выше, была рассмотрена ранее в работе [3] при условии квазистационарного планирования. В силу указанных особенностей I-го и II-го участков, следует ожидать отличия закона управления  $\{\gamma, \alpha\}_{\text{стац}}$ , полученного в [3], от оптимального  $\{\gamma, \alpha\}_{\text{opt}}$  в основном на I-ом участке. Вместе с тем численные расчеты показали близость программ управления углом крена  $\{\gamma\}_{\text{стац}}$  и  $\{\gamma\}_{\text{opt}}$ , причем оптимальный закон изменения угла крена достаточно точно может быть аппроксимирован следующей простой программой:

$$\gamma_{\text{opt}}^* = \begin{cases} \psi & , \text{ если } \psi < \gamma_{\text{max}} \\ \gamma_{\text{max}} & , \text{ если } \psi \geq \gamma_{\text{max}} , \end{cases}$$

где  $\psi$  - угол между проекцией вектора скорости на горизонтальную плоскость и направлением на точку старта (рис. 16). Хорошее совпадение структуры управления углом крена  $\{\gamma\}_{\text{стац}}$  и  $\{\gamma\}_{\text{opt}}$  объясняется тем, что изменение угла крена (после схода с ограничения) происходит только на II-ом участке ( $0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2}$ ), движение на котором близко к квазистационарному планированию. В то же время, согласно закону управления  $\{\alpha\}_{\text{стац}}$ , изменение угла атаки должно происходить на I-ом участке при условиях (полет в разреженных слоях атмосферы со скоростью много меньше круговой), существенно отличных от условий квазистационарного планирования [3]. Расчеты показывают, что именно несоответствие законов управления углом атаки определяет основное отличие траекторий с управлением  $\{\gamma, \alpha\}_{\text{стац}}$  от оптимальной. Поэтому в дальнейшем исследуется структура оптимального управления углом атаки. Введем обозначения:  $L_0$  - дальность полета I-ой ступени,  $L_I$ ,  $L_{II}$  - дальность полета носителя на I-ом и II-ом участках соответственно (рис. 1а).

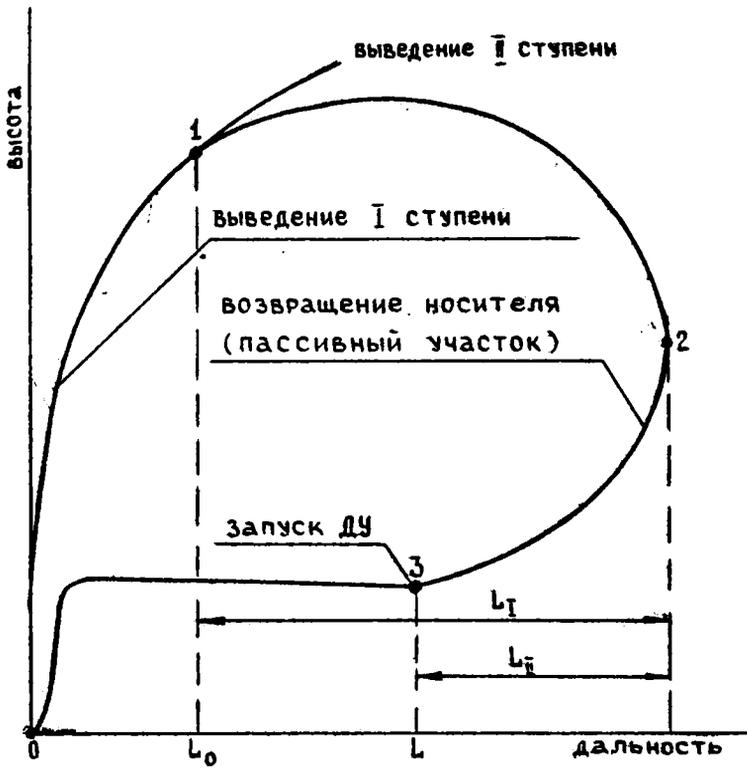


Рис. 1а

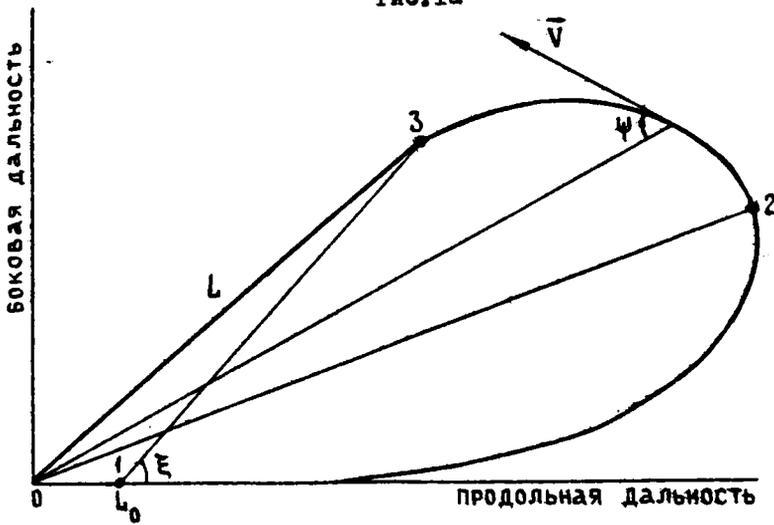


Рис. 1б

Тогда недолет носителя до точки старта МВКС можно выразить в следующем виде:

$$L = L_0 + L_I - L_{II} . \quad (I)$$

Рассмотрим требования, которые должны предъявляться к управлению носителем на каждом из участков. Из общего условия

$L \Rightarrow \min$  и соотношения (I) следует, что на каждом из участков желательно иметь:

$$L_I \Rightarrow \min . \quad (2)$$

$$L_{II} \Rightarrow \max . \quad (3)$$

Но  $L_I$  зависит только от управления на I-ом участке, а  $L_{II}$  зависит от управления на участке II и через начальные условия на II-ом участке от управления на I-ом участке, причем  $L_{II}$  допускает оценку:

$$L_{II} \approx K_{II} \ln \frac{V_{IIi}}{V_{IIf}} \text{ const} , \quad (4)$$

где  $K_{II}$  - аэродинамическое качество,  $V_{IIi}$ ,  $V_{IIf}$  - скорость в начале и конце II-го участка.

Из (3), (4) следует условие для управления углом атаки в целом на II-ом участке:

$$\alpha_{II \text{ opt}} = \alpha_{k \text{ max}} . \quad (5)$$

Требования к управлению на участке I, вообще говоря, противоречивы: с одной стороны, - уменьшение дальности  $L_I$  за счет быстрого торможения в атмосфере, а с другой - увеличение дальности  $L_{II}$  за счет повышения скорости в конце I-го участка ( $V_{IIi} \approx V_{If}$ ). Очевидно, что при

$$L_{II} \ll L_I \quad (6)$$

управление на участке I будет определяться только условием максимального торможения (2), так что

$$L_{I \text{ opt}} = \alpha_{\text{max}} \cdot \quad (7)$$

Заметим, что условие (6) реализуется при малых значениях максимального аэродинамического качества. Поэтому на основе (5) - (7) можно сделать вывод о существовании такого значения  $K'_{\text{max}}$ , что оптимальная программа управления имеет следующую структуру:

$$\begin{aligned} & \text{для } K_{\text{max}} < K'_{\text{max}} \\ \alpha_{\text{opt}} &= \begin{cases} \alpha_{\text{max}}, & \text{если } \psi > \frac{\pi}{2} \\ \alpha_{K_{\text{max}}}, & \text{если } \psi < \frac{\pi}{2}. \end{cases} \quad (8) \end{aligned}$$

где  $\psi = \frac{\pi}{2}$  соответствует точке максимального удаления носителя от стартового комплекса (см. рис. I, б).

С ростом аэродинамического качества носителя влияние скорости  $V_{Ij} \equiv V_{ii}$  на дальность  $L_{ii}$  (а значит, и недолет  $L$ ) согласно (4) возрастает. Поэтому в области больших значений  $K_{\text{max}}$  определяющим для выбора управления на I-ом участке становится условие максимизации скорости  $V_{Ij}$ , т.е. для  $K_{\text{max}} > K''_{\text{max}}$

$$\alpha_{\text{opt}} \equiv \alpha_{K_{\text{max}}} \quad \text{для } \forall t \in [t_i, t_f]. \quad (9)$$

Точный анализ закона оптимального управления движением носителя показал, что полученные выше на основе качественных рассуждений программы управления (8), (9) являются строго оптимальными в классе кусочно-постоянных управлений с одним переключением, причем  $K''_{\text{max}} < K'_{\text{max}}$ . Таким образом, структура оптимального управления углом атаки определяется максимальным аэродинамическим качеством носителя, так что в целом оптимальное управление соответствует программе (8), если  $K_{\text{max}} < K'_{\text{max}}$ , а при  $K_{\text{max}} > K'_{\text{max}}$  - программе управления (9).

## 2. Влияние на функционал параметров, определяемых компоновкой носителя

Будем считать закон управления заданным, а параметры траектории полета в момент разделения носителя со II-ой ступенью фиксированными.

Исследуем влияние максимального аэродинамического качества носителя на недолет до точки старта МВКС:  $L = L(K_{\max})$ . Поскольку аэродинамические коэффициенты, входящие в уравнения движения центра масс носителя, не определяются однозначно только величиной  $K_{\max}$ , необходимо задать дополнительные условия. Так, например, полара гиперзвукового крылатого аппарата достаточно хорошо описывается следующими соотношениями /4/:

$$\begin{cases} C_x = C_{x_0} + A_1 \sin^3 \alpha \operatorname{sign} \alpha \\ C_y = A_2 \sin^2 \alpha \cos \alpha \operatorname{sign} \alpha \end{cases} \quad (10)$$

и для определения коэффициентов  $C_{x_0}$ ,  $A_1$ ,  $A_2$ , кроме  $K_{\max}$ , требуется задать еще два условия.

Пусть аэродинамическое качество варьируется за счет изменения сопротивления при фиксированных несущих свойствах, что возможно, например, за счет установки дополнительных тормозных устройств. Для качественного анализа зависимости  $L = L(C_x)$  рассмотрим два предельных случая:  $C_x \rightarrow \infty$  ( $K_{\max} \rightarrow 0$ ) и  $C_x \rightarrow 0$  ( $K_{\max} \rightarrow \infty$ ).

При  $C_x \rightarrow \infty$  происходит мгновенное торможение носителя и поэтому недолет носителя равен дальности полета I-ой ступени:

$$L \Big|_{C_x \rightarrow \infty} = L_0. \quad (11)$$

Т.к. в момент разделения носителя со II-ой ступенью движение происходит в направлении от стартового комплекса, уменьшение торможения носителя (в окрестности  $C_x \rightarrow \infty$ ) приводит к некоторому отлету от точки разделения в этом же направлении и, следовательно,

$$\frac{\partial L}{\partial C_x} \Big|_{C_x \rightarrow \infty} < 0. \quad (12)$$

При  $C_x \rightarrow 0$  носитель совершает полет без потери энергии ( $\frac{dE}{dt} = -C_x \frac{\rho V^3 S}{2m}$ ), т.е. достижима любая точка земной поверхности и, значит,

$$L|_{C_x=0} = 0. \quad (13)$$

Т.к.  $L_0 > 0$ , то, согласно (II) - (13), в интервале  $C_x \in (0, \infty)$  должен существовать максимум зависимости  $L = L(C_x)$ . Иначе этот вывод можно сформулировать следующим образом: существует хотя бы одно значение  $\tilde{K}_{\max} > 0$  такое, что при фиксированных несущих свойствах носителя

$$L(\tilde{K}_{\max}) = \max_{K_{\max} \in (0, \infty)} L. \quad (14)$$

Строгое доказательство этого утверждения можно получить на основе перехода к пределам  $C_x \rightarrow \infty$  и  $C_x \rightarrow 0$  в уравнениях движения.

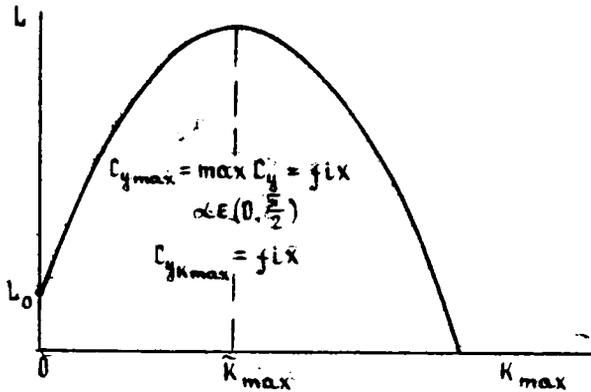


Рис.2

Численные расчеты, которые проводились на основе программы управления (8) и уравнений гиперзвуковой поляры в форме (10) при условиях

$$C_{y \max} = \max_{\alpha \in (0, \frac{\pi}{2})} C_y = \text{fix} \quad (15)$$

$$C_{y_{k \max}} = \text{fix} , \quad (16)$$

показали, что зависимость  $L = L (K_{\max})$  имеет только один максимум (рис.2). Для различных значений удельной нагрузки на крыло  $100 \text{ н/м}^2 \leq G/s \leq 10000 \text{ н/м}^2$ , высоты полета в момент разделения  $30 \text{ км} \leq H_i \leq 90 \text{ км}$ , ограничения на угол крена  $30^\circ \leq \gamma_{\max} \leq 90^\circ$  и параметра  $\bar{C}_y = \frac{C_{y \max}}{C_{y_{k \max}}}$  ( $1 < \bar{C}_y < 10$ ) величина  $\tilde{K}_{\max}$  изменяется в диапазоне  $K_{\max} \approx 1 \div 4$  (рис.3), характерном для гиперзвуковых аппаратов подобного типа.

Таким образом, согласно (14), всегда существует такая область значений аэродинамического качества  $0 < K_{\max} < \tilde{K}_{\max}$ , в которой увеличение сопротивления носителя при тех же несущих свойствах (т.е. уменьшение аэродинамического качества), например, путем установки дополнительных тормозных устройств, приводит к уменьшению недолета носителя до точки старта МВКС. Следует заметить, что эффективность использования тормозных устройств повысится, если они будут работать только на I-ом участке, поскольку, как указывалось выше, уменьшение аэродинамического качества на II-ом участке приводит к увеличению недолета носителя.

В области  $K_{\max} > \tilde{K}_{\max}$  недолет носителя до точки старта МВКС уменьшается с ростом  $K_{\max}$ .

Удается также показать, что величина  $\tilde{K}_{\max}$  определяет и границу области оптимальности программы управления (8), т.е.  $K'_{\max} \approx \tilde{K}_{\max}$ .

Увеличение несущих свойств носителя при фиксированных тормозных характеристиках, очевидно, будет приводить к уменьшению недолета за исключением, быть может, небольшой области в окрестности  $K_{\max} = 0$ . Действительно, при ограничении на угол крена

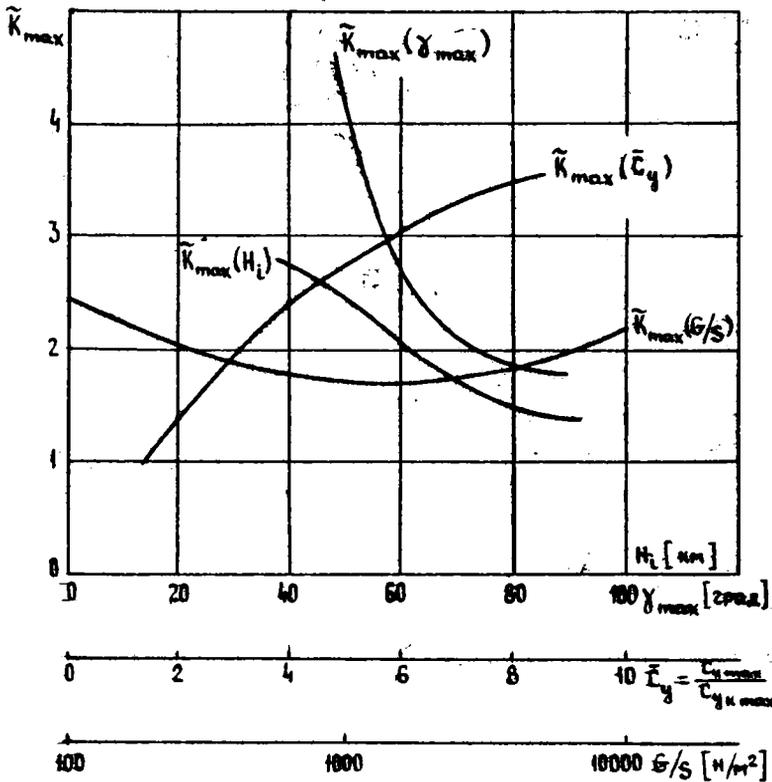


Рис. 3

$\gamma_{\max} < \frac{\pi}{2}$  и угол атаки  $C_y(\alpha_{\min}) \geq 0$  имеется две отличные от нуля составляющие подъемной силы - боковая  $Y_{\text{бок}}$  и вертикальная, направленная вверх,  $Y_{\text{верт}}$ . Увеличение несущих свойств приводит к одновременному увеличению  $Y_{\text{бок}}$  и  $Y_{\text{верт}}$ . Но если возрастание  $Y_{\text{бок}}$  способствует уменьшению недолета за счет ускорения разворота в сторону стартового комплекса ( $L_I \rightarrow \min$ ), то увеличение  $Y_{\text{верт}}$  приводит к росту высоты полета, затягиванию полета в разреженных слоях атмосферы, а значит, к увеличению дальности 1-го участка  $L_I$  и, согласно (1), недолета  $L$ .

Чем меньше аэродинамическое качество носителя, тем меньше относительная дальность II-го участка и тем меньшую роль играет величина боковой силы  $Y_{бок}$ . Поэтому может существовать такое значение  $\hat{k}_{max}$ , что для  $k_{max} < \hat{k}_{max} \left. \frac{\partial L}{\partial k_{max}} \right|_{C_x = j_{ix}} > 0$ .

С ростом  $\gamma_{max}$  величина  $\hat{k}_{max}$  будет уменьшаться, поскольку  $\frac{Y_{бок}}{Y_{осрт}} = \operatorname{tg} \gamma$ , так что при  $\gamma_{max} \geq \frac{\pi}{2}$  заведомо во всей области  $k_{max} \in [0, \infty]$  увеличение несущих свойств носителя будет приводить к уменьшению недолета.

### 3. Влияние на функционал параметров траектории полета в момент разделения носителя и II ступени

Траектория возвращения носителя зависит от следующих параметров траектории полета в момент разделения: скорости ( $V_i$ ), высоты ( $H_i$ ), угла наклона траектории к горизонту ( $\theta_i$ ), угла курса ( $\eta_i$ ) и дальности полета I-ой ступени ( $L_0$ ). Изменение дальности полета I-ой ступени приводит практически к сдвигу всей траектории на соответствующее расстояние  $\Delta L_0$ , так что, если

$$\left( \frac{L_{бок}}{L_{прод}} \right)^2 \ll 1, \quad (I7)$$

то

$$\frac{\partial L}{\partial L_0} \approx 1. \quad (I8)$$

Но условие (I7), как правило, выполняется, т.к. для носителя МВКС с горизонтальным стартом характерна большая продольная дальность (за счет  $L_0$ ), а для носителя вертикально стартующей МВКС — малая боковая дальность (в силу ограниченных несущих свойств).

Характер зависимости  $L = L(\theta_i)$  можно определить следующим образом. Поскольку  $\theta_i > 0$ , то на некотором начальном участке траектории, условно определяемом

$$|\theta| < \theta_i, \quad (I9)$$

полет совершается при слабом воздействии атмосферы. После входа в плотные слои атмосферы ( $\theta \approx -\theta_i$ ) движение аппарата можно счи-

тате близким к квазистационарному планированию и дальность этого участка не зависит в первом приближении от  $\theta_i$ , а скорость и высота полета в начале этого участка близки к  $V_i$  и  $H_i$ . Таким образом, изменение недолета носителя до точки старта будет определяться в основном изменением дальности начального участка, соответствующего полету в разреженных слоях атмосферы:

$$\frac{\partial L}{\partial \theta_i} \approx 2V_i^2 \cos 2\theta_i. \quad (20)$$

Изменение угла курса  $\eta_i$  приводит при  $\frac{L_0}{L} \eta_i \ll 1$  к повороту всей траектории на тот же угол около точки разделения. Можно показать, что в этом случае

$$|\Delta \bar{L}| \leq \frac{1}{2} \operatorname{tg} \frac{\xi}{2} \eta_i, \quad (21)$$

где  $\Delta \bar{L} = \frac{L(\eta_i) - L(0)}{L(0)}$ , а угол  $\xi$  изображен на рис. I.6. Поскольку для  $k_{\max} \leq 4$ , как правило,  $\xi < \frac{\pi}{2}$ , то согласно (21) увеличение угла курса в момент разделения (в малом) оказывается неэффективным для уменьшения недолета носителя до точки старта.

На основе численных расчетов показано, что в диапазоне  $1,2 \text{ км/сек} \leq V_i \leq 3,5 \text{ км/сек}$ , характерном для значений скорости в конце траектории выведения I-ой ступени,

$$\frac{\partial L}{\partial (V_i^2)} \approx \text{const}. \quad (22)$$

причем, если скоростной напор в момент разделения невелик (так что перегрузка  $n_i \ll 1$  или  $n_i \approx 1$ ), то константа в (22) практически не зависит от компоновки носителя и параметров траектории полета в момент разделения.

Как указывалось выше, важной характеристикой при исследовании движения носителя МВКС на этапе возвращения является величина  $\hat{k}_{\max}$ , определяемая из условия (I4).

Поскольку производные  $\frac{\partial L}{\partial L_0}$ ,  $\frac{\partial L}{\partial \theta_i}$ ,  $\frac{\partial L}{\partial V_i}$  (согласно (18), (20), (22)) не зависят от аэродинамического качества носителя, величина  $\hat{k}_{\max}$  не зависит от дальности полета I-ой ступени

$L_c$  — угла наклона траектории  $\theta_i$  и скорости полета  $V_i$  в момент отделения  $i$ -ой ступени. Из оценки (21) следует, что изменение угла курса слабо влияет на значение  $\tilde{K}_{\max}$ . Уменьшение высоты полета носителя в момент отделения  $i$ -ой ступени  $H_i$  приводит к увеличению  $\tilde{K}_{\max}$  (рис.8).

Таким образом, в задаче минимизации недолета носителя МКС до точки старта уменьшение максимального аэродинамического качества не всегда приводит к ухудшению функционала. Показано, что существует такая область  $0 < K_{\max} < \tilde{K}_{\max}$ , в которой увеличение аэродинамического сопротивления носителя при фиксированных несущих свойствах (уменьшение  $K_{\max}$ ) приводит к уменьшению недолета до точки старта. Величина  $\tilde{K}_{\max}$  является также важной характеристикой при определении структуры оптимального управления.

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Космические ракетные поезда. — В кн.: К.Э.Циолковский. Собр.соч., т.П. М., 1954, стр. 298–326.
  2. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1926). — Там же, стр. 179–260.
  3. Л.М.Шадов, Р.С.Буханова, В.Ф.Илларионов, В.П.Плохих. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М., 1972.
  4. В.В.Андреевский. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М., 1970.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

В.А.Восканов, М.С.Константинов

АНАЛИЗ ТРАНСПОРТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АППАРАТОВ  
С ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

К.Э.Циолковский в работе "Исследование мировых пространств реактивными приборами" (1903 г.) показал, что основной характеристикой, определяющей экономичность двигателя, а следовательно, и всей ракеты, является скорость истечения продуктов сгорания /1, стр.142/. В работе /2, стр.170-175/ он наметил основные пути повышения скорости истечения и, как было отмечено на местных Чтениях /3/, выдвинул идею создания электроракетных двигателей (ЭРД) /2, стр.204/.

Возможность решения различных транспортных задач с использованием космических аппаратов (КА), оснащенных ЭРД, показана во многих опубликованных работах. Однако в большинстве этих работ, как правило, не уделяется достаточного внимания сравнению полученных результатов с результатами решения тех же транспортных задач при использовании аппаратов с другими типами двигателей.

В настоящей работе проводится сравнительный анализ результатов решения различных транспортных задач космическими аппаратами с ЭРД и ХРД. В качестве критерия принят относительный вес полезной нагрузки - отношение веса полезной нагрузки к начальному весу КА.

Рассмотрены транспортные задачи двух типов:

- доставка максимального полезного груза в единичном полете;
- доставка максимального суммарного полезного груза одинаковыми частями при многократных однотипных полетах.

Для задач первого типа вес доставляемого полезного груза при полете из одной области космического пространства в другую прежде всего зависит от энергетических характеристик единичного пе-

перелета. Обобщенной энергетической характеристикой перелета является суммарная характеристическая скорость  $V_x$ , равная:

$$V_x = \int_0^t \frac{P}{M} dt, \quad (I)$$

где  $P$  — тяга двигателя,  $M$  — текущая масса КА,  $t$  — время перелета.

Характеристическая скорость перелета из одной фиксированной области космического пространства в другую зависит от начальной массы КА, характеристик двигателя, количества и длительности активных участков, законов управления вектором тяги на активных участках. При полете по оптимальным траекториям, обеспечивающим доставку максимального полезного груза, диапазон изменения характеристической скорости для конкретного перелета как для КА с ЭРД, так и для КА с ЖРД является достаточно определенным.

На рис. I для транспортных задач первого типа приведены области значений относительного веса полезного груза  $\mu_{п.г.}$  для КА с ЭРД и КА с ЖРД в зависимости от характеристической скорости  $V_x$

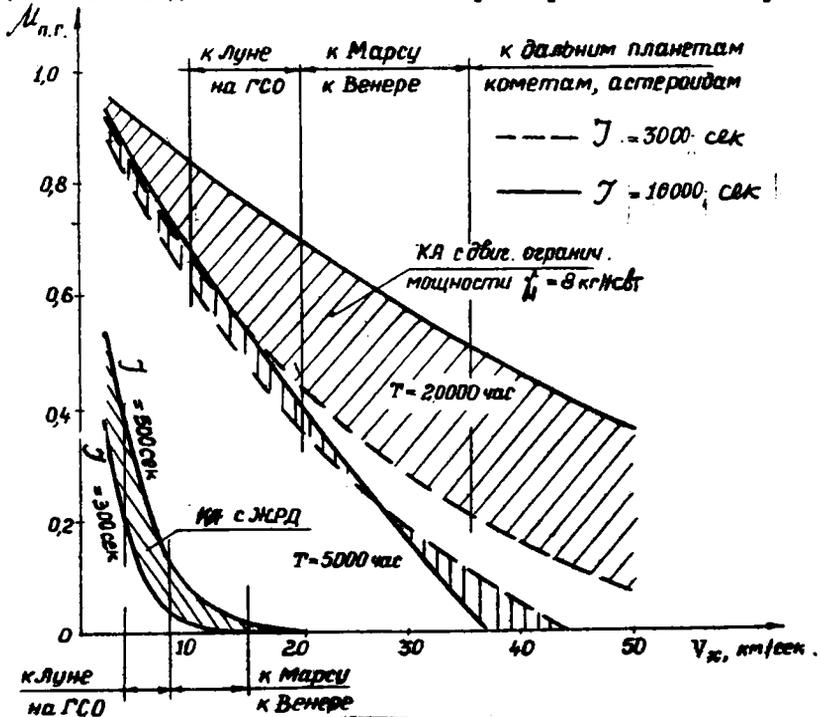


Рис. I

При расчете этих областей весовая формула для каждой ступени многоступенчатого КА записывалась в виде:

$$G_0 = G_{п.г.} + G_T + G_{т.о.} + G_{д.у.}, \quad (2)$$

где  $G_0$  - начальный вес ступени,  
 $G_{п.г.}$  - вес полезного груза ступени,  
 $G_T$  - вес топлива,  
 $G_{т.о.}$  - вес топливного отсека,  
 $G_{д.у.}$  - вес двигательной установки.

Вес топлива определялся в зависимости от характеристической скорости по формуле Циолковского, вес топливного отсека принимался пропорциональным весу топлива, вес ЭРД предполагался линейно зависящим от мощности, а вес КРД - линейно зависящим от тяги двигателя. Считалось, что двигатель ограниченной мощности в каждом конкретном полете не регулируется и при решении задачи с заданной характеристической скоростью полностью вырабатывает свой ресурс. КА с ЭРД полагались одноступенчатыми, а число ступеней КА с КРД выбиралось оптимальным, но не более трех. Отделение каких-либо составных частей полезной нагрузки на промежуточных этапах полета не предусматривалось.

Указанные предположения позволили, исходя из формулы (2), получить следующие выражения для относительного веса полезного груза: КА с ЭРД

$$\mu_{п.г.} = 1 - \left( 1 + a_{т.о.} + \frac{\gamma_1 P_{уд}^2}{20,8 T} \right) \left( 1 - e^{-\frac{V_k}{2,91 P_{уд}}} \right); \quad (8)$$

КА с КРД (при условии идентичности относительных весовых характеристик ступеней)

$$\mu_{п.г.} = \left[ 1 - \left( 1 + a_{т.о.} \right) \left( 1 - e^{-\frac{V_k}{2,91 T P_{уд}}} \right) - \gamma_2 \cdot n_0 \right]^i \quad (4)$$

В этих формулах:

- $\rho_{т.э}$  - удельный вес топливного отсека;  
 $\gamma_1$  - удельный вес двигательной установки ограниченной мощности, кг/квт;  
 $P_{э}$  - удельная тяга двигателя, сек;  
 $T$  - ресурс двигателя ограниченной мощности, сек;  
 $V_x$  - характеристическая скорость, м/сек;  
 $i$  - количество ступеней КА с КРД;  
 $\gamma_2$  - удельный вес КРД;  
 $\eta_0$  - начальная тяговооруженность КА с КРД.

Проанализируем влияние основных параметров, определяющих относительный вес полезного груза. В расчетах использованы данные, приведенные в работах /4-7/.

Удельный вес ЭРД был принят равным 8 кг/квт (двигатель - идеальный, КПД преобразования электрической энергии в энергию реактивной струи равен 1). Эта оценка является оптимистической, однако приведенное значение удельного веса ЭРД - не минимальное из указанных в литературе. Например, для двигателя СНАП-50/СПУР, разрабатываемого в США, приведен /5, стр. 338/ удельный вес 4,5-5,5 кг/квт.

При получении нижней оценки  $\mu_{п.г.}$  удельная тяга двигателя предполагалась равной 3000 сек, а при получении верхней оценки - 10000 сек. Зависимости  $\mu_{п.г.} = f(P_{э})$  при указанных значениях параметров и заданном ресурсе ограничивают область возможных значений  $\mu_{п.г.}$  для космических аппаратов с ЭРД. На рис. I зависимости минимальных и максимальных значений  $\mu_{п.г.}$  от характеристической скорости приведены для ресурса двигателя 5000 час и 20000 час (для двигателя СНАП-50/СПУР, предполагаемый ресурс составляет 10000 часов /5/. Эти зависимости показывают, что увеличение ресурса существенно повышает весовую эффективность КА с ЭРД, особенно при больших значениях характеристической скорости и высокой удельной тяге.

Для КА с КРД удельный вес двигателя принимался равным 0,015, а начальная тяговооруженность - 0,8. Рассмотрены КА с двигателями на высококипящих компонентах с удельной тягой 300 сек и КА с двигателями на криогенных компонентах с удельной тягой 500 сек. Зависимости  $\mu_{п.г.} = f(P_{э})$ , соответствующие указанным

значениям параметров, ограничивает область возможных значений  $\mu_{пл}$  для КА с ЖРД.

На рис. I с целью привязки полученных диапазонов изменения  $\mu_{пл}$  к конкретным задачам указаны диапазоны потребных характеристических скоростей при выведении на геостационарную орбиту (ГСО), к Луне, Марсу, Венере и при решении других более энергоемких задач в пределах Солнечной системы. При этом учтено, что для КА с ЭРД потребная характеристическая скорость существенно больше, чем при решении той же задачи для КА с ЖРД, за счет увеличения гравитационных потерь при движении с малым ускорением.

Анализ результатов, приведенных на рис. I, показывает, что по весовой эффективности КА с ЭРД будут иметь, при наличии у них характеристик, принятых в настоящей работе, существенное преимущество по сравнению с КА с ЖРД во всем диапазоне рассмотренных характеристических скоростей. Это преимущество тем больше, чем больше потребная характеристическая скорость. В частности, КА с ЖРД не могут обеспечить решение задач, для которых потребная характеристическая скорость более  $18+20$  км/сек, а КА с ЭРД даже при характеристической скорости  $50$  км/сек, достаточной для полета в самые удаленные районы Солнечной системы, при принятых характеристиках будут иметь относительный вес полезного груза, достигающий  $\sim 0,35$ .

Транспортные задачи второго типа, в которых рассматривается доставка максимального суммарного полезного груза одинаковыми частями при многократных однотипных полетах между фиксированными областями космического пространства, являются более сложными для анализа, чем задачи первого типа. Это связано с тем, что в этих задачах суммарный вес доставляемого полезного груза зависит от большего числа параметров, чем в задачах первого типа. Рассмотрим задачу второго типа — о транспортировке грузов с низкой орбиты ИСЗ на низкую орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ). КА с ЭРД, осуществляющий транспортировку — "буксир" — состоит из двигательной установки с запасом топлива на необходимое количество сближений с транспортируемым полезным грузом, системы управления, системы сближения и стыковки, системы ориентации и стабилизации, а также других обслуживающих систем.

Схему транспортировки примем следующей:

1. - на орбиту ИСЗ выводится модуль, состоящий из буксира с топливом на рейс до орбиты ИСЛ и обратно и транспортируемого полезного груза;
2. - полезный груз доставляется на орбиту ИСЛ, буксир возвращается на исходную орбиту ИСЗ, вырабатывая все топливо;
3. - на орбиту ИСЗ выводится следующий такой же по весу модуль с топливом на рейс до орбиты ИСЛ и обратно и транспортируемого полезного груза (вес транспортируемого полезного груза больше, чем в первом рейсе);
4. - буксир сближается и стыкуется с этим модулем, используя для этой цели имеющееся на своем борту топливо;
5. - далее повторяются п.п. 2,3,4. Полеты до орбиты ИСЛ и обратно повторяются до тех пор, пока не будет выработан ресурс буксира. Последний полет заканчивается на орбите ИСЗ.

Проанализируем зависимость суммарного относительного веса полезного груза, доставляемого буксиром на орбиту ИСЛ, от количества рейсов, ресурса буксира, весовой размерности модуля, выводимого на орбиту ИСЗ и обеспечивающего транспортировку, а также от удельного веса буксира. Под удельным весом буксира будем понимать его вес, отнесенный к мощности двигателя. Такое определение удельного веса буксира является удобным, позволяя при известных удельных весах буксира и двигателя определять вес систем буксира (за исключением двигателя) по отношению либо к мощности, либо к весу двигателя.

Характеристические скорости перелетов с орбиты ИСЗ на орбиту ИСЛ и обратно будем определять, используя приближенные формулы, полученные Лебедевым В.Н. [8].

Анализ суммарного относительного веса полезного груза проведем с учетом следующих основных предположений:

- изменением веса буксира от рейса к рейсу, например, за счет расхода топлива на сближение с вновь выведенным модулем, будем пренебрегать;
- режим работы двигателя ограниченной мощности при выполнении заданного числа рейсов остается неизменным;
- транспортировка груза осуществляется на режиме полета с максимальной удельной тягой, если суммарное время полета меньше ресурса буксира, в противном случае - с меньшей удельной тягой,

79

$f_{\delta} = 12 \text{ кг/кВт}$

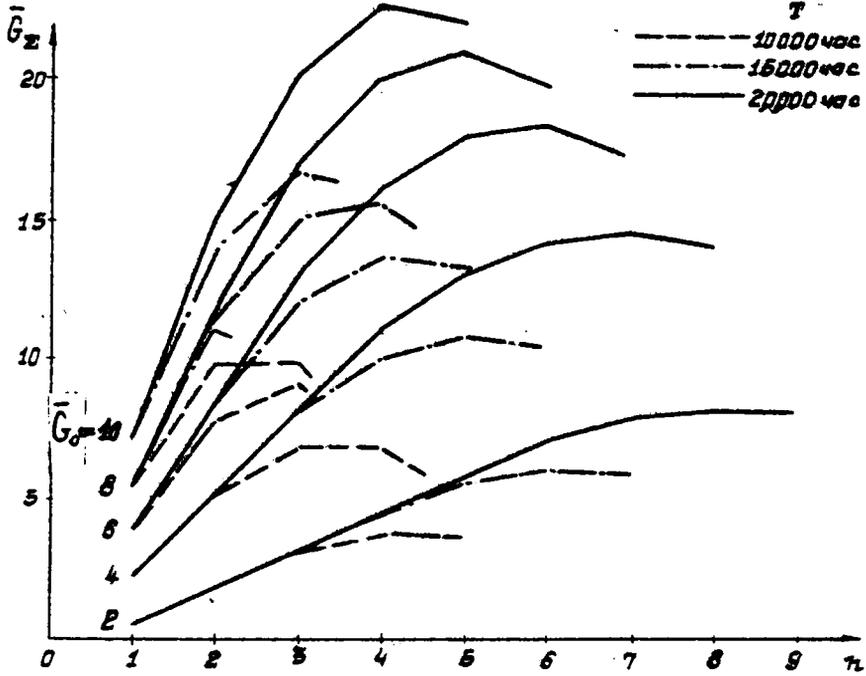


Рис. 2

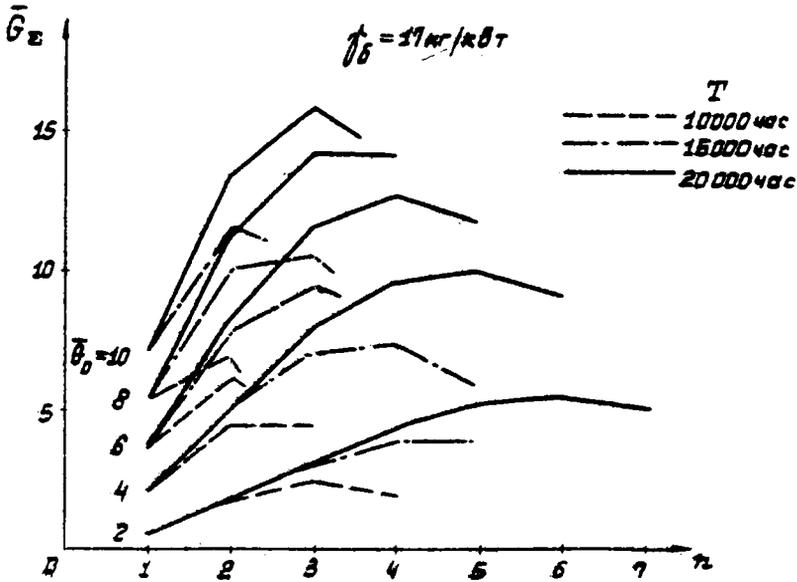


Рис. 3

определяемой из условия равенства полного времени полета ресурсу;

- максимальную удельную тягу ЭРД примем равной 8000 сек;
- рассмотрим буксиры с удельными весами 12 и 17 кг/квт и с ресурсами 10000, 15000 и 20000 часов.

На рис. 2 и 3 приведены значения суммарного веса полезного груза  $\bar{G}_\Sigma$ , доставляемого на орбиту ИСЛ буксиром с удельным весом  $\gamma_\delta$ , равным 12 и 17 кг/квт, в зависимости от числа рейсов  $n$ , весовой размерности модулей  $\bar{G}_0$ , ресурса буксира  $T$ . Веса полезного груза и модулей отнесены здесь к весу буксира. Для большей наглядности точки, соответствующие значениям  $\bar{G}_\Sigma$ , при различном количестве рейсов и фиксированных  $\bar{G}_0$  и  $T$  соединены ломаными линиями.

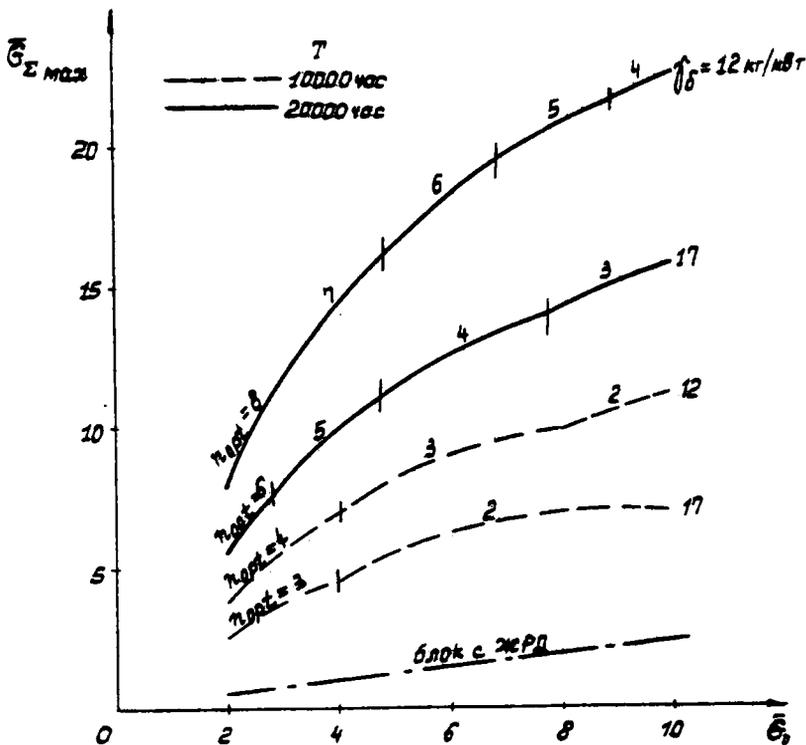


Рис. 4

На рис.4 приведены значения максимального относительного веса полезного груза  $\bar{G}_{\Sigma \max}$ , доставляемого на орбиту ИСД, в зависимости от весовой размерности модулей, ресурса и удельного веса буксира. Эти зависимости получены в результате обработки результатов, представленных на рис.2 и 3. Вес максимального суммарного полезного груза здесь также отнесен к весу буксира. Каждая кривая разбита на участки, соответствующие одному и тому же оптимальному количеству рейсов, обеспечивающих транспортировку максимального веса полезного груза. Число этих рейсов указано цифрой над каждым из участков. В точках перехода от одного оптимального количества рейсов к другому приведенные зависимости претерпевают излом.

Здесь же, на рис.4 для сравнения приведены значения для относительного веса полезного груза, доставляемого на орбиту ИСЗ одним рейсом с использованием одноразового блока с ЖРД. Приведенная зависимость предполагает использование на блоке высокоэффективных компонентов топлива, экономичной силовой схемы и современных материалов.

Анализ приведенных зависимостей показывает, что одним буксиром с ЭРД при рассмотренной схеме транспортировки и принятых параметрах буксира, на орбиту ИСД может быть доставлен (за несколько рейсов) суммарный полезный груз в 3-23 раза превышающий вес самого буксира и в 3-16 раз превышающий вес полезного груза, доставляемого при однократном полете с использованием одноразового блока ЖРД. Оптимальное количество рейсов буксира при этом не превосходит 8.

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1903 г.). - В кн.: К.Э.Циолковский. Избранные труды. М., 1962, стр. 136-166.
2. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1911-1912 гг.). - Там же, стр. 167-208.
3. И.А.Меркулов. К развитию идей К.Э.Циолковского об эффективности применения ЭРД. - "Труды УИ Чтений Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1973, стр. 82-93.
4. Э.Штулингер. Ионные двигатели для космических полетов. М., 1966.
5. К.А.Гильзия. Электрические межпланетные корабли. М., 1970.

6. Г.М.Москаленко. Инженерные методы проектирования в ракетодинамике. М., 1974.
  7. Г.Д.Гродзовский, Ю.Н.Иванов, В.В.Токарев. Механика космического полета с малой тягой. М., 1966.
  8. В.Н.Лебедев. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М., 1968.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

---

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

---

В.П.Казаевский, С.С.Корунов, Э.С.Минаев,  
С.А.Саркисян, В.В.Ципаренко

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЗАПРАВКИ КОСМИЧЕСКИХ  
АППАРАТОВ НА ОРБИТЕ

В наше время создаются методы экономической оценки летательных аппаратов. Так, в данной работе делается попытка создать методику экономической оценки различных способов доставки рабочего вещества на орбиту на примере заправки жидким кислородом космических аппаратов с водородо-кислородными двигателями.

В качестве заправщиков рассмотрены авиационно-космические системы, ракеты-носители и аппараты, накапливающие жидкий кислород в верхних слоях атмосферы Земли.

Наряду с многочисленными техническими проблемами реализации возможных проектов таких аппаратов возникает не менее ответственная задача выбора наиболее экономичного варианта. В этой связи разработка методических основ оценки экономической эффективности различных систем приобретает актуальность.

Известные методические проработки в области экономической оценки некоторых классов летательных аппаратов /см., например,

1-4/ требуют весьма существенных коррективов при оценке аппаратов-заправщиков. Кроме того, созданная к настоящему времени справочно-нормативная база не позволяет в конкретных расчетах отразить специфику рассматриваемых аппаратов и поэтому ее использование не представляется возможным.

Развитию методов экономической оценки перспективных систем летательных аппаратов и выработке некоторых новых концепций применительно к аппаратам, выполняющим функцию заправки на орбите, посвящена настоящая работа.

### Исходные условия

Рассматриваются следующие системы, предназначенные для заправки кислородом космического аппарата на орбите Земли ( $H_{орб} \approx 185$  км):

- двухступенчатая авиационно-космическая система (АКС) горизонтального старта многократного применения с геометрически подобными параллельно расположенными ступенями; обе ступени пилотируемые, с двигательными установками ЖРД, работающими на криогенном водородо-кислородном топливе;

- двухступенчатая ракетная система вертикального старта однократного применения (РН), состоящая из двух ступеней РН и полезной нагрузки; силовые установки обеих ступеней - ЖРД, работающие на криогенном водородо-кислородном топливе с соотношением компонентов по весу  $\sim 1:8$ ;

- беспилотный неспасаемый воздушно-орбитальный аппарат-накопитель (АН) кислорода в верхних слоях атмосферы (высота орбиты накопления  $H_{ср} \approx 110$  км), выводимый на рабочую орбиту с помощью АКС или РН; силовая установка - электроракетный двигатель (ЭРД), использующий в качестве рабочего тела накапливаемый в атмосфере азот; на борту АН предусматривается установка системы сжатия и разделения воздуха с холодильной установкой, системы управления, системы емкостей и баков для накапливаемого рабочего вещества, системы стыковки с КЛА и аппаратуры заправки.

При проведении сравнительного экономического анализа для всех типов заправщиков принята единая программа обеспечения кислородом в год. При этом предполагается, что указанная программа в течение года реализуется полностью и количество аппаратов-заправщиков ( $N$ ) изменяется непрерывно в зависимости от программы.

### Методика расчета стоимости кислорода, доставленного на орбиту с помощью РН и АКС

В общем виде стоимость  $I$  кг кислорода, доставленного на орбиту с

помощью РН и АКС, можно представить в виде:

$$\tilde{c}_{\text{зг}} = \frac{\tilde{c}_{\text{в.1}}}{G_{\text{п.н}}} + \tilde{c}_{\text{р.в.}} \cdot \gamma_{\text{п}}^{\Sigma} + E_{\text{н}} K_{\text{зг}} \quad (I)$$

где  $\tilde{c}_{\text{в.1}}$  - стоимость одного выведения полезной нагрузки (кислорода) РН или АКС;  
 $G_{\text{п.н}}$  - вес полезной нагрузки РН или АКС;  
 $\tilde{c}_{\text{р.в.}}$  - стоимость 1 кг кислорода, получаемого в наземных условиях;  
 $\gamma_{\text{п}}^{\Sigma}$  - коэффициент суммарных потерь кислорода при транспортировке, хранении, пуске, полете и переливе.

При определении стоимости кислорода, получаемого в наземных условиях и доставляемого на орбиту с помощью РН, следует учитывать:

- затраты на производство на заводе-изготовителе;
- расходы по транспортировке и хранению;
- стоимость потерь кислорода.

Общая структура стоимости кислорода, заправленного в баки носителя на стартовой позиции, изображена на рис.1.

Как видно из рис.1, дополнительные расходы по транспортировке кислорода включают:

- потери от испарения кислорода;
- амортизацию хранилищ, транспортных средств, трубопроводов;
- расходы, связанные с захолаживанием хранилищ, трубопроводов и транспортировочных емкостей;
- расходы непосредственно на перевозку кислорода от хранилища завода до хранилища потребителя (включая обратные порожние рейсы).

В настоящей работе суммарные потери кислорода при транспортировке и прочие расходы в соответствии со схемой, изображенной на рис.1, определяются в виде надбавки к отпускной цене завода-

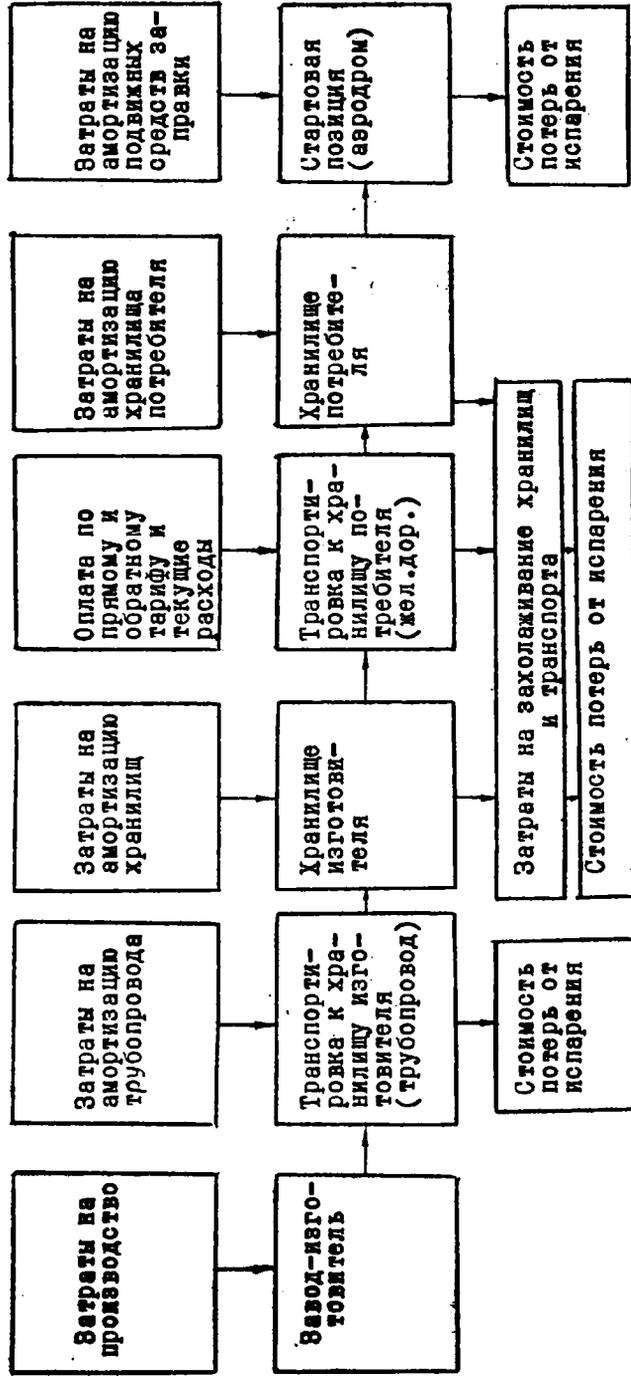


Рис.1. Структура стоимости кислорода, заправленного в баки АКС или РН

изготовителя, учитываемой величиной коэффициента  $\gamma_n^z$ .

Стоимость одного выведения для РН можно описать следующим уравнением:

$$\begin{aligned} \tilde{C}_{\text{В,Р-н}} = & \frac{1}{T_3 N_n^{\text{год}} K_3} \left[ \left( \sum_{j=1}^m C_{\text{разр},j} (1+E_n) \right) \tau_1 + \frac{\left( \sum_{\ell=1}^r C_{\text{мл},\ell} (1+E_n) \right) \tau_2 N_n^{\text{год}}}{N_{\text{ро}}^{\text{год}}} \right] + \\ & + \frac{1}{K_3} \left[ \left( \sum_{j=1}^m C'_{\text{пр},j} (1+E_n) \right) \tau_3 \int_{N_1}^{N_2} N^{-\lambda_2} dN + \tilde{C}'_{\text{Т,Р-н}} + \frac{C_9^{\text{год}}}{N_n^{\text{год}}} \right], \end{aligned} \quad (2)$$

- где
- $T_3$  - срок эксплуатации ракетного комплекса в годах;
  - $N_n^{\text{год}}$  - годовая программа пусков РН;
  - $K_3$  - надежность запуска;
  - $C_{\text{разр},j}$  - затраты на разработку  $j$ -го элемента РН;
  - $C_{\text{мл},\ell}$  - затраты на создание  $\ell$ -го элемента комплекса наземного обеспечения;
  - $C'_{\text{пр},j}$  - себестоимость производства  $l$ -го образца РН;
  - $m$  и  $p$  - соответственно количество учитываемых элементов РН и комплекса наземного обеспечения ( $j = 1, 2, \dots, m$ ;  $\ell = 1, 2, \dots, p$ );
  - $\tilde{C}'_{\text{Т}}$  - стоимость топлива, расходуемого на один пуск РН;
  - $\tilde{C}_3^{\text{год}}$  - годовые эксплуатационные расходы ракетного комплекса;
  - $N_{\text{ро}}^{\text{год}}$  - количество РН, обслуживаемых в год одним ракетным комплексом;
  - $\tau_1, \tau_2, \tau_3$  - соответственно опережение в годах процессов разработки РН, создания наземного комплекса и производства РН по отношению к моменту эксплуатации;
  - $E_n$  - нормативный коэффициент эффективности капитальных вложений ( $E_n = 0,15$ );
  - $\lambda_2$  - эмпирическая константа;
  - $N$  - количество изготовленных РН;

$N_1, n, N_2$  — порядковые номера РН, соответствующие началу и окончанию производства РН.

Стоимость топлива на один пуск РН определяется исходя из расчетного количества топлива на один пуск, потерь при транспортировке от заводов-изготовителей до стартовой позиции и среднелетных отпускных оптовых цен:

$$\tilde{C}_{T_1} = \frac{\sum_{k=1}^z G_{mk}}{\gamma_0 + \gamma_r} (\gamma_0 \beta_0 \zeta_0 + \gamma_r \beta_r \zeta_r) \quad (3)$$

где  $G_{mk}$  — расчетный расход топлива на  $k$ -й ступени РН;  
 $z$  — число ступеней РН ( $k = 1, 2, \dots, z$ );  
 $\gamma_0, \gamma_r$  — параметры соотношения компонентов топлива, окислителя и горючего, по весу;  
 $\beta_0, \beta_r$  — показатели, учитывающие потери соответственно окислителя и горючего при транспортировке и хранении;  
 $\zeta_0$  и  $\zeta_r$  — соответственно среднелетные отпускные цены окислителя и горючего.  
 Годовая программа пусков РН ( $N_n^{\text{год}}$ ) определяется из условия

$$N_n^{\text{год}} = \frac{G_{\text{потр.}}^{\text{год}}}{K_z G_{\text{вн.}}} \quad (4)$$

где  $G_{\text{потр.}}^{\text{год}}$  — годовая потребная программа выведения полезной нагрузки (кислорода) на орбиту;  
 $K_z$  — надежность запуска;  
 $G_{\text{вн.}}$  — вес полезной нагрузки РН.

С учетом (2), (3) и (4) выражение (1) можно записать в таком виде:

$$\tilde{C}_{\text{цз.р-н}} = \frac{1}{T_3 K_z G_{\text{потр.}}^{\text{год}}} \left[ \left( \sum_{j=1}^m C_{\text{разр.}j} \right) (1 + E_n) \tau_1 + \sum_{k=1}^p C_{\text{мк}k} \left( \frac{1 + E_n}{N_{\text{рз}}^{\text{год}}} \right)^{\tau_2} \frac{G_{\text{потр.}}^{\text{год}}}{G_{\text{вн.}}} \right] +$$

$$+ \frac{1}{K_3 G_{\text{пн}}} \left[ \frac{\sum_{j=1}^m C_{\text{пр},j}^i (1+E_n)^{\tau_3}}{N_2 - N_1} \right] \int_{N_1}^{N_2} N^{-\lambda_2} dN + \tilde{C}_{\tau_1} + \frac{\tilde{C}_3^{\text{год}} G_{\text{пн}}}{G_{\text{потр.}}^{\text{год}}} \quad (5)$$

$$+ \tilde{C}_{\text{рв}} \gamma_n^{\Sigma} + E_n K_{\text{цг}}.$$

Структура стоимости выведения АКС на орбиту аналогична структуре  $\tilde{C}_{\text{в},\rho-n}$ , т.е.

$$\tilde{C}_{\text{в},\text{АКС}} = \frac{1}{T_3 N_n^{\text{год}} K_n} \left( \sum_{j=1}^s C_{\text{разр},j} \right) (1+E_n)^{\tau_1} + \frac{1}{K_n} \left( \sum_{l=1}^t C_{\text{нк},l}^i \right) (1+E_n)^{\tau_2} +$$

$$+ \frac{1}{K_n} \left[ \left( \sum_{j=1}^s C_{\text{пр},j}^i \right) (1+E_n)^{\tau_3} \frac{1}{R_n (N_2 - N_1)} \right] \int_{N_1}^{N_2} N^{-\lambda_2} dN + \tilde{C}_{\tau_1} + \frac{\tilde{C}_3^{\text{год}}}{N_n^{\text{год}}} \quad (6)$$

- где
- $T_3$  - срок эксплуатации АКС;
  - $N_n^{\text{год}}$  - годовая программа полетов;
  - $K_n$  - надежность полета носителя;
  - $C_{\text{разр},j}$  - затраты на разработку  $j$ -го элемента АКС;
  - $C_{\text{нк},l}^i$  - затраты на создание  $l$ -го элемента комплекса наземного обеспечения, отнесенные на один полет;
  - $C_{\text{пр},j}^i$  - себестоимость производства  $i$ -го образца носителя;
  - $\tilde{C}_{\tau_1}$  - стоимость топлива, расходуемого за один полет;
  - $\tilde{C}_3^{\text{год}}$  - годовые эксплуатационные расходы АКС;
  - $R_n$  - кратность использования носителей, входящих в состав АКС;
  - $s$  и  $t$  - соответственно количество учитываемых элементов носителя и наземного комплекса АКС.

Величины  $\tau_1$ ,  $\tau_2$ ,  $\tau_3$ ,  $\lambda$ ,  $N_1$ ,  $N_2$ ,  $\lambda_2$  в данном выражении играют ту же роль, что и в формуле (2).

Годовой масштаб выпуска носителей в производстве (  $N$  ) определяется, как:

$$N = \frac{N_n^{\text{год}}}{R_n} \quad (7)$$

Величину  $N_n^{\text{год}}$  можно представить в таком виде:

$$N_n^{\text{год}} = \frac{G_{\text{пота}}^{\text{год}}}{K_n G_{\text{пн}}} \quad (8)$$

где  $G_{\text{пн}}$  - вес полезной нагрузки АКС.

Затраты на топливо рассчитываются по формуле, аналогичной (3).

При расчете величины  $C_{\text{нк}_e}^i$  для укрупненных расчетов можно предположить, что пропускная способность наземного комплекса равна годовой программе полетов для выведения на орбиту кислорода. В случае, когда величина  $N_n^{\text{год}}$  меньше пропускной способности наземного комплекса, можно предположить частичную его загрузку для обеспечения других программ.

Полное выражение критерия (I) в развернутом виде запишется так:

$$\begin{aligned} \tilde{C}_{\text{чг.акс}} = & \frac{1}{T_3 G_{\text{потр}}^{\text{год}} K_n} \left( \sum_{j=1}^{\Sigma} C_{\text{разр}_j} \right) (1+E_n)^{T_1} + \frac{1}{G_{\text{пн}} K_n} \left( \sum_{e=1}^{\Sigma} C_{\text{нк}_e}^i \right) (1+E_n)^{T_2} + \\ & + \frac{1}{K_n} \left[ \left( \sum_{j=1}^{\Sigma} C_{\text{пр}_j}^i \right) (1+E_n)^{T_3} \frac{1}{R_n (N_2 - N_1)} \int_{N_1}^{N_2} N^{\lambda_2} dN + \tilde{C}_{T_1} + \frac{\tilde{C}_s^{\text{год}} G_{\text{пн}}}{G_{\text{потр}}^{\text{год}}} \right] + \\ & + \tilde{C}_{\text{рв}} \gamma_n^{\Sigma} + E_n K_{\text{чг}}. \end{aligned} \quad (9)$$

В общей стоимости доставленного на орбиту кислорода (  $\tilde{C}_{\text{чг.р-н}}$  и  $\tilde{C}_{\text{чг.акс}}$  ) стоимость самого жидкого кислорода незначительна, поэтому для укрупненных расчетов при достаточно больших значениях  $G_{\text{потр}}^{\text{год}}$  этой величиной можно пренебречь.

Методика расчета стоимости кислорода, накопленного  
на орбите с помощью АН

Стоимость накопленного кислорода на орбите включает в себя следующие затраты:

- стоимость АН;
- стоимость выведения АН на рабочую орбиту;
- стоимость операций, связанных с функционированием АН на орбите (эксплуатационные расходы).

Стоимость АН, в свою очередь, включает:

- затраты на разработку;
- затраты на изготовление партии аппаратов-накопителей, обеспечивающих реализацию заданной годовой программы накопления.

Процесс разработки АН состоит из следующих этапов:

- научно-исследовательские и поисковые работы;
- проектно-конструкторские работы;
- изготовление экспериментальных образцов;
- проведение наземных испытаний;
- проведение летных и эксплуатационных испытаний;
- доработка технической документации по результатам испытаний.

Приведенная структура процесса разработки сохраняется для всех агрегатов и систем АН.

Из числа параметров АН, в наибольшей степени определяющих стоимость накопления кислорода на орбите, выделим:

$W$  - производительность АН (количество кислорода, накапливаемого при непрерывной работе АН в год);

$R$  - тяга ЭРД;

$G$  - вес систем и агрегатов АН;

$T_p$  - ресурс АН.

Зависимости параметров АН от ЭРД могут быть аппроксимированы уравнениями типа:

$$\left. \begin{aligned} W &= a_1 R \\ G_{\text{ЭРД}} &= a_2 + a_3 R \\ G_{\text{с.с.}} &= a_4 + a_5 W^{1/2} \\ G_{\text{Б}} &= a_6 + a_7 W \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

здесь  $G_{\text{дв}}$ ,  $G_{\text{сс}}$ ,  $G_{\text{б}}$  - соответственно вес двигательной электроракетной установки, системы сжижения и баков АН;

$a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6, a_7, \lambda_3$  - эмпирические константы.

С учетом (10) и в результате обработки экспериментальных и проектных данных по затратам на разработку и изготовление элементов АН могут быть получены зависимости:

$$\left. \begin{aligned} C_{\text{р дв}} &= a_8 G_{\text{дв}}^{\lambda_4} \\ C'_{\text{пр дв}} &= a_9 R^{\lambda_5} \\ C_{\text{р сс}} &= a_{10} + a_{11} W^{\lambda_6} \\ C'_{\text{пр сс}} &= a_{12} + a_{13} W^{\lambda_7} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

где  $C_{\text{р дв}}$  и  $C_{\text{р сс}}$  - соответственно затраты на разработку двигательной установки и системы сжижения;  
 $C'_{\text{пр дв}}$  и  $C'_{\text{пр сс}}$  - соответственно себестоимости промышленного производства первого образца двигательной установки и системы сжижения;

$a_8, a_9, a_{10}, a_{11}, a_{12}, a_{13}, \lambda_4, \lambda_5, \lambda_6, \lambda_7$  эмпирические константы.

Стоимость баков и топливной аппаратуры (включая затраты на разработку и изготовление) для укрупненных расчетов может быть принята пропорционально стоимости системы сжижения. Стоимость аппаратуры системы управления и навигации может быть принята для укрупненных расчетов постоянной величиной для небольшого диапазона изменения технических параметров АН и учитываться по отпускной цене заводов-изготовителей.

Снижение затрат на производство элементов АН в процессе освоения учитывается коэффициентом  $K_n$ , величина которого определяется следующим образом:

$$K_n = n^{-\lambda_8} \quad (12)$$

где  $n$  - порядковый номер элемента АН с начала производства (или масштаб выпуска);

$\lambda_8$  - эмпирическая константа.

С учетом (12) можно записать выражение себестоимости изготовления любого  $n$ -го образца элемента АН:

$$C_{\text{пр}i}^{\text{н}} = C_{\text{пр}i}^{\text{г}} N^{-\lambda_{\text{в}}} \quad (18)$$

или выражение средней себестоимости при масштабе выпуска ( $N$ )

$$C_{\text{пр}i}^{\text{ср}} = \frac{C_{\text{пр}i}^{\text{г}}}{N_2 - N_1} \sum_{N_1}^{N_2} N^{-\lambda_{\text{в}}} \quad (14)$$

В связи с принятым допущением, что  $N$  есть непрерывная функция  $G_{\text{потр}}^{\text{гоб}}$ , выражение (14) принимает вид:

$$C_{\text{пр}i}^{\text{ср}} = \frac{C_{\text{пр}i}^{\text{г}}}{N_2 - N_1} \int_{N_1}^{N_2} N^{-\lambda_{\text{в}}} dN_1 \quad (15)$$

В приведенных выражениях:

$C_{\text{пр}i}^{\text{г}}$  и  $C_{\text{пр}i}^{\text{н}}$  — себестоимость производства, соответственно, первого и  $N$ -го образца  $i$ -го элемента АН;  
 $C_{\text{пр}i}^{\text{ср}}$  — средняя себестоимость производства одного образца  $i$ -го элемента АН при масштабе выпуска  $(N_2 - N_1)$ .

При малых  $G_{\text{потр}}^{\text{гоб}}$  переход к интегралу в уравнении (15) некорректен.

При формировании общего критерия — стоимости накопления кислорода на орбите — следует учитывать факт одновременности капиталовложений в разработку, производство и эксплуатацию АН. Так как величина названного критерия отражает всю сумму затрат к моменту эксплуатации АН, то необходимо скорректировать к этому моменту затраты на разработку и производство. Если обозначить время опережения моментов разработки и производства элементов АН (по центру тяжести затрат) через  $\tau_1$  и  $\tau_2$ , то в общем виде затраты будут скорректированы следующим образом:

$$\tilde{C}_{\text{разр}i} = C_{\text{разр}i} (1 + E_{\text{н}})^{\tau_1} \quad (16)$$

$$\tilde{C}_{\text{пр}i} = C_{\text{пр}i} (1 + E_{\text{н}})^{\tau_2} \quad (17)$$

где  $\tilde{C}_{\text{разр.}i}$  и  $\tilde{C}_{\text{пр.}i}$  - соответственно скорректированная стоимость разработки и производства  $i$ -го элемента АН;  
 $E_n$  - нормативный коэффициент эффективности капиталовложений ( $E_n = 0,15$ );  
 $\tau_1$  и  $\tau_2$  - соответственно опережение в годах процессов разработки и производства  $i$ -го элемента АН по отношению к эксплуатации.

С учетом (17) и (15) суммарная стоимость производства  $N$  аппаратов-накопителей, необходимых для реализации потребной программы накопления кислорода на орбите в год, может быть определена по формуле:

$$\tilde{C}_{\text{пр.АН}}^{\Sigma} = \frac{1}{T_p \eta} \int \left[ \sum_{i=1}^n C_{\text{пр.}i} (1 + E_n)^{\tau_{2i}} \right] N^{1-\lambda} dN, \quad (18)$$

где  $\tilde{C}_{\text{пр.АН}}^{\Sigma}$  - суммарная стоимость производства  $N$  аппаратов-накопителей, необходимых в год для выполнения потребной программы накопления кислорода;  
 $T_p$  - ресурс АН в годах;  
 $\eta$  - показатель, учитывающий время слива накопленного вещества;  
 $N$  - потребное количество АН в год;  
 $n$  - количество элементов АН ( $i = 1, 2, \dots, n$ ).

Количество изготовленных аппаратов-накопителей определяется из условия:

$$N = \frac{G_{\text{потр}}^{\text{год}}}{k_3 W}, \quad (19)$$

здесь  $G_{\text{потр}}^{\text{год}}$  - годовая потребная программа накопления кислорода;  
 $k_3$  - показатель надежности запуска АН на рабочую орбиту;

$W$  - годовая производительность накопления кислорода одного АН.

Можно предположить, что опережение производства всех  $n$  элементов АН по отношению к моменту эксплуатации приблизительно одинаково, т.е.

$$\tau_{21} = \tau_2.$$

Следовательно, выражение (18) запишется, как

$$\tilde{C}_{\text{пр.АН}}^{\Sigma} = \frac{\left(\sum_{i=1}^n C_{\text{пр.АН}}^i\right)(1+E_n)^{\tau_2}}{T_p \eta (K_3 W)^{1-\lambda_3}} \int_{G_{\text{потр. min}}^{\text{rog}}}^{G_{\text{потр. max}}^{\text{rog}}} (G_{\text{потр}})^{1-\lambda_3} dG_{\text{потр}}^{\text{rog}} \quad (20)$$

Текущие эксплуатационные расходы, связанные с функционированием беспилотного АН на орбите, незначительны и в укрупненных расчетах могут не учитываться.

В общем виде удельная стоимость накопления кислорода на орбите с помощью АН ( $\tilde{C}_{\text{чг.АН}}$ ) может быть записана в виде:

$$\tilde{C}_{\text{чг.АН}} = \tilde{C}_{\text{чг.в}} + \tilde{C}_{\text{чг.разр}} + \tilde{C}_{\text{чг.пр}} + E_n K_{\text{чг}}, \quad (21)$$

где  $\tilde{C}_{\text{чг.в}}$ ,  $\tilde{C}_{\text{чг.разр}}$ ,  $\tilde{C}_{\text{чг.пр}}$  - соответственно стоимости выведения на рабочую орбиту, разработки и производства АН, отнесенные к 1 кг кислорода, накопленного на орбите за год;

$K_{\text{чг}}$  - суммарные прямые и сопряженные капиталовложения в сфере создания, производства и эксплуатации АН, отнесенные к 1 кг кислорода, накопленного на орбите за год.

Введение величины ( $E_n K_{\text{чг}}$ ) в выражение критерия позволяет при проведении сравнительного анализа конкурирующих систем учитывать эффективность капиталовложений.

Использование критерия в таком виде (в экономической литературе известного под названием "сумма приведенных затрат") при сравнении вариантов дает возможность выбора варианта с оптимальным сочетанием затрат и потребных капиталовложений на создание новых либо модернизацию и дооснащение существующих производствен-

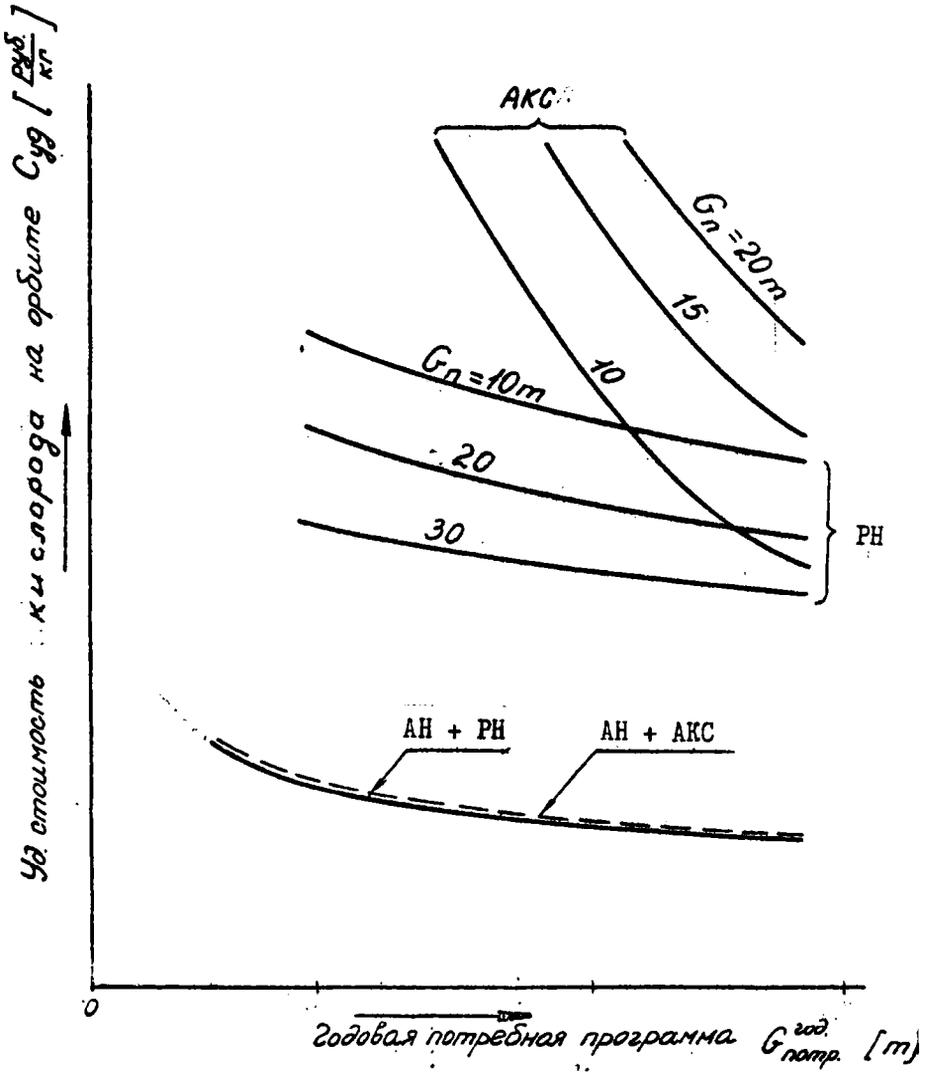


Рис. 2

ных и эксплуатационных мощностей.

Раскрывая входящие в выражение (21) величины, получаем уравнение критерия  $\tilde{C}_{\text{чг.АН}}$  в развернутом виде:

$$\tilde{C}_{\text{чг.АН}} = \frac{1}{G_{\text{потр}}^{\text{год}}} \left\{ \frac{\sum_{i=1}^n C_{\text{разр.}i}}{T_{\text{Э}i}} (1+E_n)^{T_{\text{Э}i}} + \frac{(\sum_{i=1}^n C'_{\text{пр.}i})(1+E_n)^{T_{\text{Э}i}}}{T_p \eta (K_3 W)^{1-\lambda_0}} \int_{G_{\text{потр.} \min}^{\text{год}}}^{G_{\text{потр.} \max}^{\text{год}}} (G_{\text{потр}}^{\text{год}})^{-\lambda_0} dG_{\text{потр}}^{\text{год}} + \right. \\ \left. + \tilde{C}_{\text{в.}1} \frac{(\sum_{i=1}^n G_i) K_{\text{мо}}}{K_3 G_{\text{пн}}} \right\} + E_n K_{\text{чг.}}$$
(22)

Здесь

$T_{\text{Э}i}$  - период эксплуатации элементов АН в годах;

$\tilde{C}_{\text{в.}1}$  - стоимость одного выведения на орбиту АН (или отдельных элементов АН);

$G_i$  - вес  $i$ -го элемента АН;

$G_{\text{пн}}$  - вес полезной нагрузки носителя, с помощью которого осуществляется запуск на орбиту АН;

$K_{\text{мо}}$  - показатель, учитывающий монтажные работы по сборке АН на орбите (для случая, когда АН выводится на орбиту по частям).

Качественное сравнение трех систем аппаратов-заправщиков - РН, АКС и АН по удельной стоимости в зависимости от годовой потребной программы кислорода на орбите Земли приведено на рис.2.

Приведенная методика позволяет проводить расчеты экономической эффективности заправки кислородом космических аппаратов на околоземной орбите.

#### Л и т е р а т у р а

1. С.А.Саркисян. Некоторые вопросы методологии экономических исследований при оценке летательных аппаратов. М., 1965.
2. С.А.Саркисян, Э.С.Минаев. Экономическая оценка авиационных изделий. М., 1964.

3. И.Т.Беляков. Определение стоимости летательных аппаратов на этапе проектирования. М., 1963.
  4. В.П.Казневский. Развитие идей К.Э.Циолковского об использовании воздуха в двигательных установках космических аппаратов.- "Труды I Чтений К.Э.Циолковского". М., 1966, стр. 77-83.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

Г.Б.Синярев, В.Ф.Чижов, В.Н.Баранов,  
Е.К.Белоногов, В.И.Косовцев

### ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА "АЛБЕАТРОС"

В трудах К.Э.Циолковского исследования по многоступенчатым ракетным системам занимают одно из важных мест. Именно с помощью многоступенчатых одноразовых ракет был осуществлен прорыв в космос и начато его освоение.

Первоочередной задачей сегодня является создание многоразовой многоступенчатой транспортной космической системы (ТКС), которая обеспечила бы регулярную доставку в космос полезного груза больших весов и габаритов при значительном снижении стоимости вывода на орбиту ИСЗ каждого килограмма груза по сравнению с одноразовыми ракетами-носителями. За последние двадцать лет, особенно начиная с 1960 года, рядом зарубежных фирм предложены многочисленные проекты многоразовых транспортных космических систем [2-6]. В большинстве из этих работ рассматриваются варианты двухступенчатого орбитального самолета (ОС), который по существу является крылатой ракетой.

Идея использовать крылатые ракеты для полетов с Земли в космос была выдвинута и обоснована К.Э.Циолковским /1, стр.302<sup>к</sup>; 326; 16/, который предложил также использовать кислород воздуха в качестве окислителя для двигателей таких аппаратов /1, стр.252/.

В настоящей работе рассматривается один из возможных вариантов ТКС, все ступени которой используются многократно. На основе анализа зарубежных проектов ТКС и предварительных расчетов экономических затрат на разработку и эксплуатацию многоразовых ТКС, весовых и энергетических характеристик системы была принята схема двухступенчатого ОС с горизонтальным стартом. Горизонтальный

старт имеет целый ряд преимуществ по сравнению с вертикальным. К их числу относится возможность выполнять боковой маневр на участке выведения и запускать вторую ступень практически в любое время без ограничения по азимуту. Кроме того, при вертикальном старте после каждого запуска ТКС необходим длительный восстановительный ремонт стартовой площадки, что при ожидаемом темпе запусков потребует большого числа дорогостоящих стартовых площадок.

Особенностью рассматриваемого варианта ТКС, названной нами "Альбатрос", является горизонтальный старт с поверхности моря, который, кроме вышеперечисленных преимуществ, позволяет обойтись без специальных дорогостоящих взлетных полос на суше. Кроме того, направление взлета не зависит от ориентации взлетной полосы, а длина разгона перед взлетом практически не ограничивается. Большие габариты ступеней ТКС приводят к тому, что транспортировка их по железным и шоссевым дорогам практически невозможна. Старт с водной поверхности позволяет использовать значительно более простой и дешевый способ транспортировки ступеней по водным путям.

Для разгона ОС по водной поверхности применен так называемый разгонный блок (РБ), который выполняет функции ускоряющей ракетной тележки. Необходимо отметить, что К.Э.Циолковский впервые предложил использовать наземные ускоряющие устройства для сообщения ракетным аппаратам большой начальной скорости и показал эффективность такого способа запуска /1, стр.309/.

Общий вид ТКС "Альбатрос" показан на рис.1. Первой ступенью ОС является самолет-носитель, выполненный по аэродинамической схеме "утка", а второй ступенью - ракетоплан, выполненный по схеме "бесхвостка". Разгонный блок представляет собой судно, имеющее два типа подводных крыльев. На малых скоростях (до 50 м/сек) максимальную гидродинамическую подъемную силу создают докавитационные крылья, подобные тем, что используются на современных судах на подводных крыльях. Докавитационные крылья не допускают возникновения кавитации, появляющейся при больших скоростях движения, так как в противном случае падает подъемная сила и возникает сильная вибрация, приводящая к разрушению конструкции. Поэтому на более высоких скоростях ( $> 50$  м/сек) движение РБ осуществляется на суперкавитирующих крыльях, основным режимом работы которых является режим развитой кавитации. Теория и методы расчета подобных

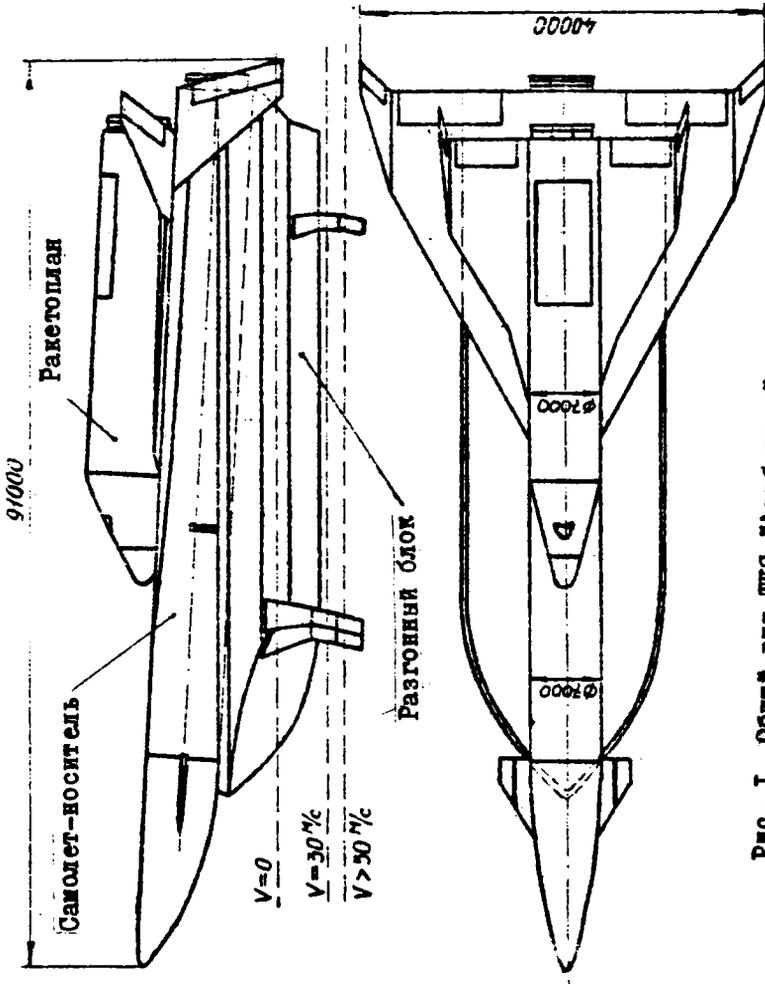


Рис. 1. Общий вид ТКС "Альбатрос",

крыльев в настоящее время интенсивно развиваются. Движение на суперкавитирующих крыльях возможно при скоростях до 200 м/сек /7-8/.

При рассмотрении ОС были приняты следующие исходные данные:

стартовый вес ОС	- 1250 тонн
полезная нагрузка	- 20-30 тонн
высота орбиты	- 200-220 км
наклонение орбиты	- 40-45°
стартовая скорость ОС	- 140-200 м/сек
максимальная перегрузка	- 3-3,5

Двигательные установки на обеих ступенях ОС и РБ используют ХРД на топливе: жидкий кислород + жидкий водород. Это топливо характеризуется высоким запасом энергии и относительно хорошими термодинамическими свойствами продуктов сгорания, что приводит к высоким значениям комплекса параметров  $\rho$  ( $\rho \approx 2400$  н/сек) и высоким значениям удельных импульсов ( $J_{уд.п.} = 420-450$  сек). Существенный недостаток этого топлива - малая плотность ( $\gamma_t = 350$  кг/м<sup>3</sup>) в значительной мере компенсируется тем, что в настоящее время резко снижен вес единицы объема топливных отсеков ракетных ступеней (до 16-25 кг/м<sup>3</sup>). Старт с водной поверхности при использовании указанного топлива создает дополнительные удобства за счет появления возможности (при условии размещения в районе старта ядерных электростанций) получать компоненты топлива непосредственно на старте. Исключительно важно и то, что топливо (жидкий кислород + жидкий водород) нетоксично и продукты его сгорания не загрязняют окружающую среду.

Траектории движения и схема функционирования ТИС "Альбатрос" показана на рис.2. На этапе разгона по воде работают двигатели только разгонного блока. РБ с ОС начинает движение как обычное судно, которое затем при скорости 30 м/сек выходит на подводные крылья (поз.1). При этом основную подъемную силу создают докантиляционные крылья. При скорости больше 50 м/сек РБ переходит в режим движения только на суперкавитирующих крыльях. Расчеты показали, что взлет ОС возможен при скорости 140 м/сек и угле атаки 16°. Поэтому за 20 сек до достижения этой скорости орбитальный самолет поднимается на заданный угол атаки специальным гидроподъемником. При скорости 140 м/сек включаются двигатели первой ступени ОС и

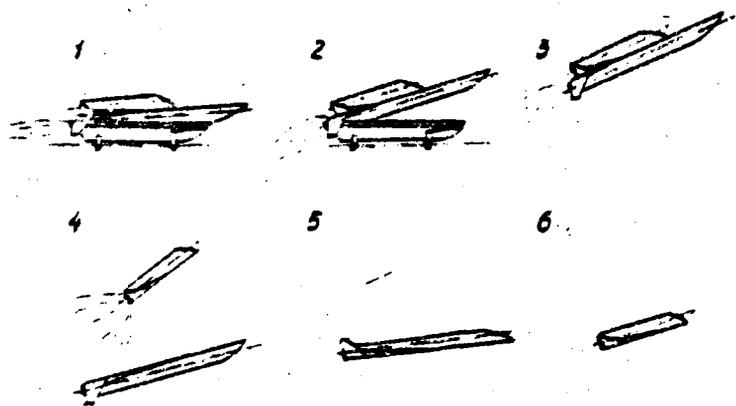
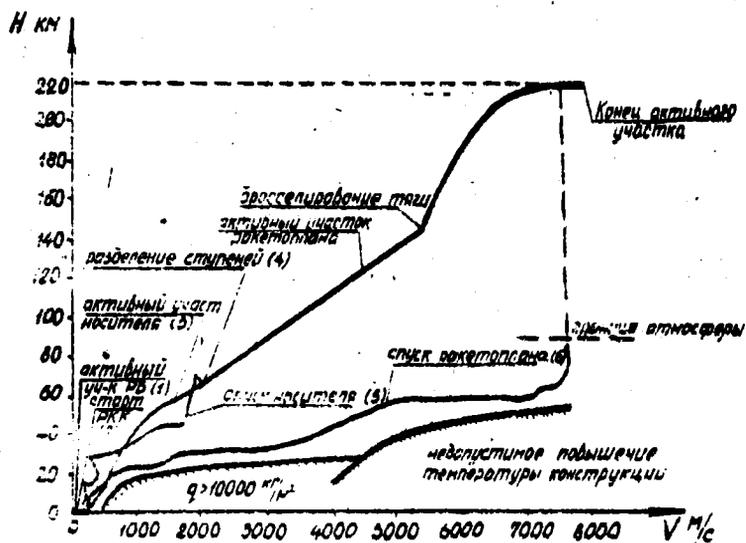


Рис. 2. Траектория движения и схема функционирования ТКС "Альбатрос".

происходит старт с разгонного блока (поз. 2, 3). РБ после работы буксируют в специальный док для подготовки к следующему запуску. Самолет-носитель (первая ступень) сообщает ракетоплану (вторая ступень ОС) скорость 2000-2200 м/сек и выводит его на высоту 55-60 км. После разделения самолет-носитель совершает планирующий спуск в атмосфере и садится на обычный аэродром (поз. 4, 5). Ракетоплан с помощью маршевых двигателей набирает первую космическую скорость и выходит на расчетную орбиту. После выполнения необходимых работ на орбите ракетоплан переходит на траекторию спуска и, совершив торможение в атмосфере, также производит посадку на аэродром (поз.6).

При рассмотрении ТКС "Альбатрос" были проведены траекторные баллистические расчеты, тепловые расчеты на всех этапах полета ступеней орбитального самолета, расчет движения РБ до скорости 200 м/сек. Выполнен расчет ЖРД тягой 100, 250 и 300 т. Были получены весовые характеристики и определены геометрические параметры блоков ТКС, проведены расчеты на прочность основных конструктивных элементов системы, определены возможности создания стартового комплекса, применительно к ТКС "Альбатрос". Вышеперечисленные расчеты выполнены по методикам, изложенным в /9-15/.

В результате получен уточненный вес полезной нагрузки, который составил 20 т. В таблице I показаны основные характеристики ТКС "Альбатрос".

Таблица I

Основные характеристики ТКС "Альбатрос"

Начальный вес ТКС (т)	1800
Стартовый вес ОС (т)	1250
Вес полезной нагрузки (т)	20
Параметры орбиты	H = 220 км      i = 45°

Характеристики	Орбитальный самолет		Разгонный блок
	самолет-носитель	Ракетоплан	
Стартовый вес (т)	1250	320	550
Вес топлива (т)	675	238	154
Посадочный вес (т)	255	82	396 (сухой вес)

Суммарная тяга ДУ (т)	938	512	1800
Число двигателей (ЖРД)	4	5	6
Начальная тяговооруженность	0,75	1,6	0,384
Начальная скорость (м/сек)	140-150	2000-2200	0
Конечная скорость (м/сек)	2000-2200	7800	140-150
Высота начала активного участка (км)	0	55-60	-
Высота конца активного участка (км)	55-60	220	-
Длина аппарата (м)	91	48,5	70
Размах крыла (м)	40	25,8	-
Площадь крыла в плане (м <sup>2</sup> )	850	428	46,5 (подводные крылья)
Нагрузка на крыло (кг/м <sup>2</sup> )	1500 {старт}	200 (посадка)	-

Сравнительный анализ показал, что ТКС "Альбатрос" обеспечивает достижение примерно таких же весовых и энергетических характеристик, что и опубликованные зарубежные проработки-проекты ТКС аналогичного класса, а также имеет определенные преимущества, благодаря использованию горизонтального старта с поверхности моря с помощью разгонного блока.

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами(1926).-В кн.: Избранные труды, М., 1962, стр.242-327.
2. И.И.Шунейко. Крылатые космические корабли. М., 1966.
3. И.И.Шунейко. Пилотируемые полеты в Ближний космос и с посадкой на Луну. М., 1969.
4. Экспресс-информация. "Астронавтика и ракетодинамика", 1970, вып.29, реф.416.
5. Экспресс-информация. "Астронавтика и ракетодинамика", 1971, вып.5, реф. 41-72.
6. Экспресс-информация. "Астронавтика и ракетодинамика", 1974, вып.5.
7. И.Т.Егоров, В.Т.Соколов. Гидродинамика быстроходных судов.Л. 1971.

8. Н.В.Маттес, А.В.Уткин. Прочность судов на подводных крыльях. I., 1966.
  9. И.В.Остославский, И.В.Стражева. Динамика полета. М., 1969.
  10. В.В.Андреевский. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М., 1970.
  11. М.В.Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. М., 1968.
  12. А.А.Бадягин и др. Проектирование самолетов. М., 1972.
  13. М.Н.Шульженко. Конструкция самолетов. М., 1971.
  14. Л.И.Балабух и др. Основы строительной механики ракет. М., 1969.
  15. Л.М.Шкадов и др. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М., 1972.
  16. И.А.Меркулов. Идеи К.Э.Циолковского об использовании аэродинамических сил при полете ракет в атмосфере. - "Труды У Чтения Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1971, стр.28-36.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

В.К.Сердюк, В.Ю.Юрьев

ВЛИЯНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА НА ТРАЕКТОРИЮ  
ВЫВЕДЕНИЯ И МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

В работах К.Э.Циолковского большое внимание уделено проблеме рационального движения реактивного аппарата при старте его с поверхности Земли. Все исследования Циолковского в этом плане подчинены экономии взрывчатых веществ [1, стр.170] т.е. топлива, что для широкого круга задач в современной формулировке соответствует минимизации стартовой массы аппарата. В настоящее время, с развитием нового направления в ракетно-космической технике - создания космических самолетов, имеющих большие несущие поверхности, - рациональное выведение с использованием подъемной силы становится предметом особого внимания исследователей.

Известно, что для посадки аппарата с крыльями величина его аэродинамического качества на дозвуковых скоростях должна быть не менее некоторого минимального предела (4÷5). Увеличение его улучшает посадочные характеристики аппарата. Величина гиперзвукового аэродинамического качества определяет маневренность аппарата. Увеличение аэродинамического качества, с одной стороны, способствует уменьшению расходуемого на выведение топлива за счет существенного вклада в работу по выведению аппарата аэродинамической подъемной силы, а с другой стороны, практически всегда влечет за собой возрастание относительной массы конструкции аппарата.

Рассматривается двухступенчатый космический самолет (рис.1), предназначенный для доставки полезного груза на орбиту ИСВ. Стартовую массу такого аппарата можно записать в следующем виде:

$$G_0 = G_{01} + G_{02} \quad (1)$$

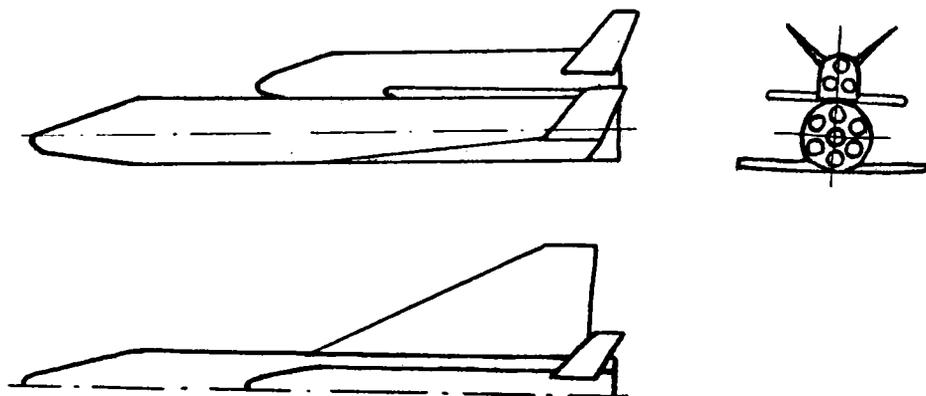


Рис. 1

где  $G_{01}$  и  $G_{02}$  - стартовые массы первой ( $i=1$ ) и второй ( $i=2$ ) ступеней соответственно.

Масса каждой  $i$ -й ступени может быть представлена как сумма массы крыла  $G_{кр}$ , фюзеляжа  $G_{ф}$ , оперения  $G_{оп}$ , двигательной установки  $G_{дч}$ , системы управления  $G_{сч}$ , топлива  $G_{т}$  и т.д.

$$G_{i0} = G_{кр i} + G_{ф i} + G_{оп i} + G_{дч i} + G_{сч i} + G_{т i} + \dots \quad (2)$$

Указанные составляющие суммарной массы являются функциями различных (в частности, геометрических) параметров ступени и описываются зависимостями, приведенными, например, в [2].

В частности, масса крыла определяется его площадью, удлинением, углом стреловидности, механическими свойствами материала и т.д. Будем считать, что увеличение аэродинамического качества осуществляется только за счет увеличения удлинения крыла  $\lambda$ .

На рис.2 приведены результаты расчетов, проведенных на ЭВМ с использованием упомянутых соотношений - зависимость массы крыла первой ступени от требуемой характеристической скорости для различных значений  $\lambda$ .

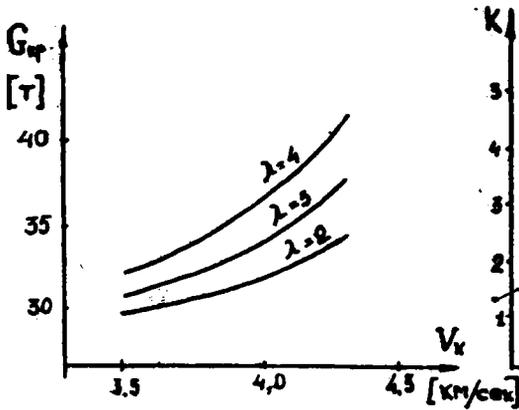


Рис. 2

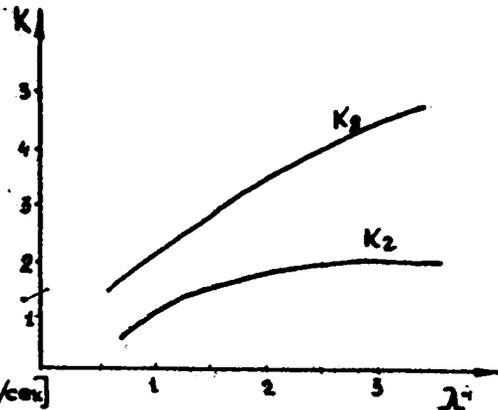


Рис. 3

Для рассматриваемой компоновки на основе соотношений, приведенных в [3], была сформирована модель аэродинамических характеристик, позволяющая для заданной геометрии аппарата определять зависимости  $C_x(M, \alpha)$ ,  $C_y(M, \alpha)$ . На рис.3 приведены результаты расчетов с использованием этой модели в виде зависимости гиперзвукового  $K_2$  и дозвукового  $K_1$  аэродинамических качеств от параметра  $\lambda$ .

Возможность экономии топлива за счет использования аэродинамической подъемной силы может быть реализована только при выведении со значительными углами атаки, что принципиально отличает возможный характер выведения крылатых аппаратов от современных носителей, выведение которых осуществляется практически с нулевыми углами атаки. Это положение требует, чтобы угол атаки рассматривался при выведении как один из параметров управления.

Рассматривается плоская траектория выведения. Уравнения движения в скоростной системе координат для однородного поля тяготения запишем в следующем виде:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{1}{m} \left[ m w \cos(\alpha - \delta) - C_x \frac{\rho v^2}{2} S \right] - g \sin \theta, \quad (3)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{m v} \left[ m w \sin(\alpha - \delta) + C_y \frac{\rho v^2}{2} S \right] - \frac{1}{v} g \cos \theta.$$

где  $m = \frac{G_0}{g}$ ;  $W = P_{\text{дв.п}} g$  - эффективная скорость истечения продуктов сгорания на срезе сопла;  $\rho$  - плотность атмосферы;  $g$  - ускорение силы тяготения;  $\theta$  - угол наклона траектории. Управляющими параметрами при этом являются угол отклонения вектора тяги  $\delta$  и угол атаки  $\alpha$ .

Ставится задача об отыскании управления, минимизирующего стартовую массу аппарата, т.е.

$$G_0 = \varphi(\alpha, \delta, \bar{x}) \rightarrow \min,$$

где  $\bar{x}$  - вектор проектных параметров, при выполнении ограничений на конечные значения кинематических параметров /высоту  $H_k$ , угол наклона траектории  $\theta_k$ , скорость  $V_k$  / и управление:

$$\begin{aligned} H_k &= H_{k \text{ зад}}; \\ \theta_k &= \theta_{k \text{ зад}}; \\ V_k &= V_{k \text{ зад}}; \\ \xi_1 &\leq \alpha < \xi_2; \\ \xi_3 &\leq \delta < \xi_4. \end{aligned} \quad (4)$$

Для атмосферного участка траектории (участок работы двигателей первой ступени) необходимо определить  $\alpha(t)$  и  $\delta(t)$  (непрерывные функции  $\alpha$ ,  $\delta$  заменяются дискретным множеством точек), соответствующие минимальному значению  $G_0$  при вы-

### III

полнении условий (4). Таким образом, задачу определения  $\alpha(t)$  и  $\delta(t)$  можно свести к определению оптимальной ломаной при использовании интерполяции между точками.

Для безатмосферного участка выведения в настоящее время известно много решений задачи оптимального управления [4]. Для низких орбит обычно используют программу выведения на участке работы второй ступени без дожигания топлива, т.е. двигательная установка работает непрерывно; в этом случае программу изменения угла тангажа  $\gamma$  можно представить в следующем виде:

$$\gamma = \gamma_0 + \dot{\gamma}t,$$

причем граничные условия  $n_k, \theta_k$  удовлетворяются путем подбора параметров  $\gamma_0, \dot{\gamma}$ . В работе применялась процедура определения  $\gamma_0$  и  $\dot{\gamma}$ , использующая метод последовательной минимизации функции промаха  $p = f(\Delta n, \Delta \theta)$ . Таким образом, удается свести задачу оптимизации с ограничениями к безусловной задаче нелинейного программирования, рассматривая управление первой ступени  $\alpha(t), \delta(t)$  как совокупность параметров, удовлетворяя граничным условиям путем подбора параметров  $\gamma_0$  и  $\dot{\gamma}$  для управления второй ступени. Разработанная программа решения данной задачи включает в себя процедуры интегрирования системы уравнений движения (3), определения параметров управления  $\gamma_0$  и  $\dot{\gamma}$ , процедур интерполяции и оптимизации. Задача решалась на ЭВМ М-222 (транслятор ТА-1М), причем каждое из управлений  $\alpha$  и  $\delta$  заменялось совокупностью десяти параметров (для каждого управления рассматривалась ломаная с десятью узлами). На рис.4 представлены результаты расчетов оптимальных программ  $\alpha$  и  $\delta$  для  $k_2 = 1,5$ . На рис.5 приведены зависимости относительных масс топлива  $\bar{G}_T$ , конструкции  $\bar{G}_K$  и стартовой массы  $\bar{G}_0$  аппарата от величины гиперзвукового аэродинамического качества.

"Сухая масса" аппарата отражает не только совершенство массовых характеристик, а, являясь базой для оценки затрат на создание аппарата, позволяет использовать ее для оценки экономической эффективности, которая в настоящее время является одним из основных критериев при принятии решения о создании аппарата.

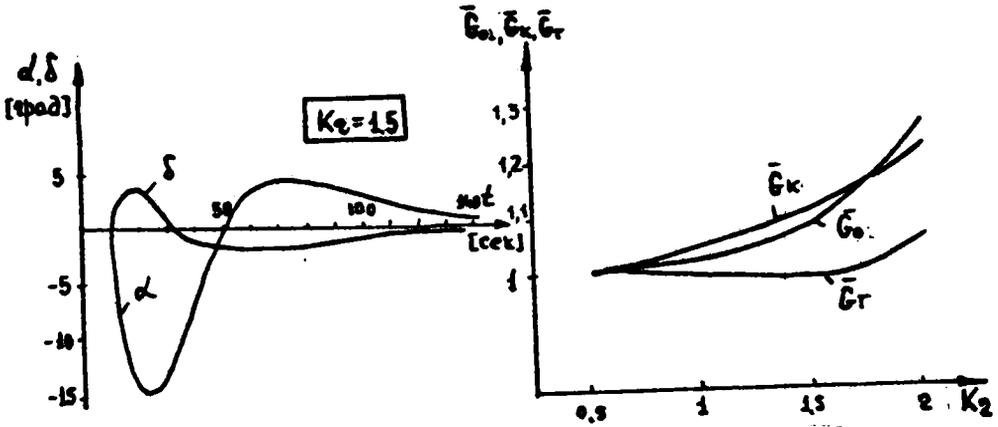


Рис. 4

Рис. 5

Из полученных результатов видно, что увеличение аэродинамического качества при рациональном его использовании позволяет за счет экономии топлива компенсировать увеличение стартовой массы, но влечет за собой при этом значительное увеличение относительной массы конструкции.

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1926). - В кн. : Пионеры ракетной техники. М., 1964, стр.130-214.
2. И.С. Голубев. Конструкции летательных аппаратов. М., 1964.
3. А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М., 1973.
4. Д.Ф. Лоуден. Оптимальные траектории для космической навигации. М., 1966.

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

Б.К.Федюшин, С.И.Макарихин

К ТЕОРИИ РЕЛЯТИВИСТСКОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ  
С МНОГОКОМПОНЕНТНОЙ РЕАКТИВНОЙ СТРУЕЙ

В работе /1/ К.Э.Циолковский выступает как основатель классической ракетодинамики, поставив и решив задачи о свободном полете классической ракеты и о её полете в однородном постоянном тормозящем гравитационном поле. При постановке и решении этих фундаментальных задач классической ракетодинамики К.Э.Циолковский считает реактивную струю однокомпонентной. Обобщение результатов К.Э.Циолковского на случай многокомпонентной реактивной струи не представляет затруднений. В [2] показано, что релятивистскую ракетодинамику - теорию полета релятивистских реактивных аппаратов - можно считать продолжением и развитием научных идей К.Э.Циолковского по классической ракетодинамике. В настоящем докладе сделана попытка рассмотрения основ теории полета релятивистского космического корабля, использующего межзвездный водород и снабженного экраном для его собирания, при наличии многокомпонентной реактивной струи. Это рассмотрение выполнено на основании релятивистского обобщенного уравнения Мещерского, которое можно считать фундаментальным уравнением релятивистской ракетодинамики [3]. Заметим, что свободный полет релятивистской ракеты с многокомпонентной реактивной струей был рассмотрен в [2], но не на основании релятивистского уравнения Мещерского.

Полет релятивистского космического корабля на межзвездном водороде с многокомпонентной реактивной струей описывается релятивистским обобщенным уравнением Мещерского [3]

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{F} - \vec{v} \frac{d\mu_1}{dt} - \sum_{i=2}^n (\vec{u}_{2i} - \vec{v}) \frac{d\mu_{2i}}{dt} - \vec{v} \frac{\vec{F} \cdot \vec{v}}{c^2}, \quad (I)$$

где  $m$  - текущая масса релятивистского космического корабля,  $\vec{v}$  - его скорость,  $\vec{F}$  - внешняя сила,  $c$  - скорость света в вакууме,  $\vec{u}_{2i}$  - абсолютная скорость истечения  $i$ -той компоненты реактивной струи,  $n$  - число компонент реактивной струи,  $d\mu_{2i}$  - масса  $i$ -той компоненты реактивной струи, испущенная за время  $dt$  по неподвижным часам, и  $d\mu_1$  - масса межзвездного водорода, присоединенная к релятивистскому космическому кораблю за время  $dt$ . По закону сохранения энергии

$$dm = d\mu_1 - \sum_{i=1}^n d\mu_{2i} + \frac{\vec{F}\vec{v} dt}{c^2}, \quad (2)$$

где  $dm$  - изменение массы релятивистского космического корабля за время  $dt$ . Подставляя (2) в (1), получим

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{F} - \vec{v} \frac{dm}{dt} - \sum_{i=1}^n \vec{u}_{2i} \frac{d\mu_{2i}}{dt}. \quad (3)$$

Спроектируем (1) на направление полета с учетом релятивистского закона сложения скоростей [3]. Получим:

$$m \frac{dv}{dt} = F_v \left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right) - v \frac{d\mu_1}{dt} + \left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right) \sum_{i=1}^n \frac{w_i}{\left(1 - \frac{vw_i}{c^2}\right)} \frac{d\mu_{2i}}{dt}, \quad (4)$$

где  $w_i$  - относительная скорость истечения  $i$ -той компоненты реактивной струи и  $F_v = \pm F$  - проекция внешней силы на направление полета. Вводя текущую массу покоя релятивистского космического корабля  $m_0$  и собственное ускорение  $a$  [3], получим из (4)

$$m_0 a = F_v - \frac{v}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)} \frac{d\mu_1}{dt} + \sum_{i=1}^n \frac{w_i}{\left(1 - \frac{vw_i}{c^2}\right)} \frac{d\mu_{2i}}{dt}. \quad (5)$$

С помощью релятивистского закона сложения скоростей находим

$$d\mu_{2i} = \frac{d\mu_{02i}}{\sqrt{1 - \frac{u_{2i}^2}{c^2}}} = \frac{d\mu_{02i} \left(1 - \frac{vw_i}{c^2}\right)}{\sqrt{\left(1 - \frac{w_i^2}{c^2}\right)\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)}}, \quad (6)$$

где  $d\mu_{02i}$  - масса покоя  $i$ -той компоненты реактивной струи, испущенная за время  $dt$ . На основании (6) получим из (5)

$$m_0 a = F_v - \frac{v}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)} \frac{d\mu_1}{dt} + \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \sum_{i=1}^n \frac{w_i}{\sqrt{1 - \frac{w_i^2}{c^2}}} \frac{d\mu_{02i}}{dt}. \quad (7)$$

Закон присоединения межзвездного водорода к релятивистскому космическому кораблю имеет вид /8/:

$$d\mu_1 = \frac{d\mu_{01}}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} = \frac{\rho S v dt}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} = \frac{\rho S v dv}{a \left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^2}, \quad (8)$$

где  $d\mu_{01}$  - масса покоя межзвездного водорода, присоединенного за время  $dt$ ,  $\rho$  - плотность распределения межзвездного водорода в галактическом пространстве, считаемая постоянной, и  $S$  - площадь перпендикулярного к направлению полета экрана для собирания межзвездного водорода. Подстановка (8) в (5) и (7) дает соответственно:

$$m_0 a = F_v - \frac{\rho S v^2}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{3/2}} + a \left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{3/2} \sum_{i=1}^n \frac{w_i}{\left(1 - \frac{vw_i}{c^2}\right)} \frac{d\mu_{2i}}{dv} \quad (9)$$

II

$$m_0 a = \mathcal{F}_v - \frac{\rho s v^2}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{3/2}} + a \left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right) \sum_{i=1}^n \frac{w_i}{\sqrt{1 - \frac{w_i^2}{c^2}}} \frac{d\mu_{02i}}{dv}. \quad (10)$$

Спроектируем (3) на направление полета с учетом релятивистского закона сложения скоростей:

$$m \frac{dv}{dt} = \mathcal{F}_v - v \frac{dm}{dt} - \sum_{i=1}^n \left( \frac{v - w_i}{1 - \frac{v w_i}{c^2}} \right) \frac{d\mu_{2i}}{dt}, \quad (11)$$

Вводя текущую массу покоя релятивистского космического корабля и собственное ускорение, находим из (11)

$$m_0 a = \mathcal{F}_v - \frac{v}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \frac{dm_0}{dt} - \sum_{i=1}^n \left( \frac{v - w_i}{1 - \frac{v w_i}{c^2}} \right) \frac{d\mu_{2i}}{dt}. \quad (12)$$

С учетом (6) из (12) следует:

$$m_0 a = \mathcal{F}_v - \frac{v}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \frac{dm_0}{dt} - \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \sum_{i=1}^n \frac{(v - w_i)}{\sqrt{1 - \frac{w_i^2}{c^2}}} \frac{d\mu_{02i}}{dt}, \quad (13)$$

а из (13) с учетом (8) окончательно находим:

$$\frac{dm_0}{dv} + \frac{m_0}{v \left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)} - \sum_{i=1}^n \frac{(w_i - v)}{v \sqrt{1 - \frac{w_i^2}{c^2}}} \frac{d\mu_{02i}}{dv} - \frac{\mathcal{F}_v}{v a \left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)} = 0. \quad (14)$$

Уравнения (10) и (14) являются основными для дальнейшего анализа. Предположим, в соответствии с [2], что релятивистский космический корабль, использующий межзвездный водород, имеет ядерный реактивный двигатель, в реакторе которого происходит  $s$  ядерных реакций, причем каждая из ядерных реакций дает  $q_\ell$  продуктов /  $\ell = 1, 2, 3, \dots, s$  /. Допустим, что из каждого продукта формируется самостоятельная реактивная струя, которая является компонентой общей реактивной струи, с постоянной относительной скоростью истечения  $w_{\ell k} / c = 1, 2, 3, \dots, q_\ell$  /. Если  $d\mu_0$  - масса покоя прореагировавшего в реакторе за время  $dt$  ядерного топлива,  $\alpha_\ell$  - отношение энергии, выделяющейся при  $\ell$ -той ядерной реакции к энергии покоя ее исходных продуктов,  $\beta_\ell$  - массовая доля ядерного топлива, участвующего в  $\ell$ -той ядерной реакции и  $\beta_{\ell k}$  - массовая доля  $k$ -того продукта  $\ell$ -той ядерной реакции, то масса покоя любой компоненты общей реактивной струи, испущенная за время  $dt$ , будет равна:

$$d\mu_{02\ell k} = \beta_{\ell k} (1 - \alpha_\ell) d\mu_0, \quad \beta_{\ell k} = \beta_\ell \beta_{\ell k}, \quad (15)$$

причем

$$\sum_{\ell, k} \beta_{\ell k} = \sum_{\ell=1}^s \beta_\ell \sum_{k=1}^{q_\ell} \beta_{\ell k} = 1, \quad (16)$$

а каждая из сумм порознь тоже равна единице. Выражения эти легко проверить на примере релятивистского космического корабля, использующего межзвездный водород, в реакторе которого происходят две различные ядерные реакции, дающие по два различных продукта каждая. В этом случае в уравнениях (10) и (14) следует заменить  $d\mu_{02i}$  на  $d\mu_{02\ell k}$ ,  $w_i$  на  $w_{\ell k}$  и считать все суммирования двойными. Подставляя, с учетом сказанного, (15) в (14), получим:

$$\frac{d\mu_0}{d\tau} + \frac{m_0}{v(1 - \frac{v^2}{c^2})} + \sum_{\ell, k} (c_{\ell k} - \frac{c_{\ell k} w_{\ell k}}{v}) \frac{d\mu_0}{dv} - \frac{F_{\text{дв}}}{va(1 - \frac{v^2}{c^2})} = 0, \quad (17)$$

где постоянные коэффициенты определяются /2/ формулой:

$$c_{lk} = \frac{b_{lk}(1 - \alpha_l)}{\sqrt{1 - \frac{w_{lk}^2}{c^2}}} \quad (18)$$

Подставляя (15) в (10) с учетом (18), получим:

$$\frac{(m_0 a - \mathcal{F}_v)}{a(1 - \frac{v^2}{c^2})} = - \frac{\rho s v^2}{a(1 - \frac{v^2}{c^2})^{5/2}} + \sum_{l,k} c_{lk} w_{lk} \frac{dm_0}{dv} \quad (19)$$

Из (19) определяем  $\frac{dm_0}{dv}$  и, подставляя в (17), окончательно получаем:

$$\frac{dm_0}{dv} + \frac{m_0 \sum_{l,k} c_{lk}}{\bar{w} (1 - \frac{v^2}{c^2})} - \frac{(\bar{w} - v \sum_{l,k} c_{lk}) \rho s v}{\bar{w} a (1 - \frac{v^2}{c^2})^{5/2}} - \frac{\mathcal{F}_v \sum_{l,k} c_{lk}}{w a (1 - \frac{v^2}{c^2})} = 0, \quad (20)$$

где средняя относительная скорость истечения многокомпонентной реактивной струи равна:

$$\bar{w} = \sum_{l,k} w_{lk} c_{lk} \quad (21)$$

Сравнивая уравнение (20) с соответствующим уравнением для однокомпонентной реактивной струи, находим, что

$$\sum_{l,k} c_{lk} = 1. \quad (22)$$

Таким образом, если рассматривается релятивистский космический корабль, использующий межзвездный водород с многокомпонентной реактивной струей, то для построения основного дифференциального

уравнения, из которого определяется зависимость массы покоя от скорости полета, достаточно заменить в основном дифференциальном уравнении для случая однокомпонентной реактивной струи  $w$  на  $\bar{w}$ , которая дается (21).

В (18) считается, что  $w_{\ell k} < c$ , то есть среди продуктов ядерных реакций нет гамма-излучения. Случай, когда среди продуктов ядерных реакций имеется гамма-излучение, рассмотрен в [2].

Из (19) легко найти, что

$$\mu_0 = \int_{v_0}^v \frac{(m_0 a - \bar{w} v) dv}{\bar{w} a (1 - \frac{v^2}{c^2})} + \rho S \int_{v_0}^v \frac{v^2 dv}{\bar{w} a (1 - \frac{v^2}{c^2})^{5/2}}, \quad (23)$$

а согласно (15) и (18)

$$\mu_{02} = \sum_{\ell, k} C_{\ell k} \sqrt{1 - \frac{w_{\ell k}^2}{c^2}} \mu_0 = \sum_{\ell, k} \mu_{02 \ell k}. \quad (24)$$

С помощью (6), (15), (21) и (22) находим

$$\mu_2 = \sum_{\ell, k} \mu_{2 \ell k} = \int_{v_0}^v \frac{(m_0 a - \bar{w} v) (1 - \frac{v \bar{w}}{c^2}) dv}{\bar{w} a (1 - \frac{v^2}{c^2})^{3/2}} + \rho S \int_{v_0}^v \frac{v^2 (1 - \frac{v \bar{w}}{c^2}) dv}{\bar{w} a (1 - \frac{v^2}{c^2})^3}, \quad (25)$$

причем формулы (24) и (25) представляют собой обобщение соответствующих формул для случая однокомпонентной реактивной струи [4]. Заметим, что из закона сохранения энергии для релятивистского космического корабля, использующего межзвездный водород и имеющего экран для его сбора, подробно рассмотренного в [4], мож-

но легко вывести соотношение (22), которое является топливным условием для случая многокомпонентной реактивной струи /2/. Рассмотрение релятивистского космического корабля, имеющего экран для сбора межзвездного водорода, с постоянной массой покоя и аппарата Бюссара в случае многокомпонентной реактивной струи не представляет затруднений, как и выполнение различных предельных переходов, например, к нерелятивистским космическим кораблям.

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами. - "Научное обозрение", Санкт-Петербург, 1903, № 5, стр. 44-75.
  2. Б.К.Федюшин. Общая теория релятивистских ракет. - "Труды IУ Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1970, стр.48-53.
  3. Б.К.Федюшин. Развитие идей К.Э.Циолковского при решении некоторых задач релятивистской ракетодинамики. - "Труды У Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1971, стр.56-62.
  4. Б.К.Федюшин. Алгоритмы задач релятивистской ракетодинамики. - "Труды УИ Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1974, стр. 24-81.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

Г.Г.Поляков

ИЗУЧЕНИЕ ЭКВАТОРИАЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ СЛОЖНОГО  
КОСМИЧЕСКОГО ЛИФТА ПРИ ЗАДАННОМ ДВИЖЕНИИ  
ПО НЕМУ АППАРАТОВ

Как уже было отмечено на предыдущих Чтениях [2], К.Э.Циолковский дал первое описание сверхвысокой башни-лифта, закрепленной на экваторе планеты [1, стр.66-67]. В дальнейшем такие сооружения стали называть "башнями Циолковского".

В результате развития и совершенствования этой конструкции возникло представление о сложном космическом лифте [8, стр. 57-59], на протяжении которого располагается  $n + 1$  станций (называемых здесь "узлами") с массами  $m_i$  ( $i = 0, 1, 2, \dots, n$ ). Самый нижний, нулевой, узел является якорем. Напряжения на участках лифта, связывающих узлы, будем считать не постоянными, как в [8], а изменяющимися по длине этих участков подобно [2].

Аналогично [2] найдем, что площадь поперечного сечения  $S_i(l)$  на  $i$ -м участке лифта (предшествующем  $i$ -у узлу) изменяется по закону:

$$S_i(l) = S_i(l_{i-1}) \alpha_i^{\psi(R+l, R+l_{i-1})/x_i}$$

$$\psi(R+l, R+l_{i-1}) = \mu \left( \frac{1}{R+l} - \frac{1}{R+l_{i-1}} \right) + \frac{\omega^2}{2} \left[ (R+l)^2 - (R+l_{i-1})^2 \right], \quad (I)$$

$$x_i = \psi(R+l, R+l_{i-1}), \quad \alpha_i = S_i(l_i) / S_i(l_{i-1}),$$

$$l_{i-1} \leq l \leq l_i, \quad i = 1, 2, \dots, n,$$

где  $\mu$  - гравитационный параметр планеты,  $\omega$  - модуль угловой скорости собственного вращения планеты,  $R$  - радиус планеты,  $l$ ,  $l_{i-1}$ ,  $l_i$  - расстояния от основания  $A$  до произвольной точки, до  $i$ -го и до  $i-1$ -го узла лифта соответственно, а  $s_i(l)$ ,  $s_i(l_i)$ ,  $s_i(l_{i-1})$  - площади поперечного сечения в  $i$ -м участке лифта на соответствующих расстояниях.

В данном докладе рассматривается следующая задача. Пусть абсолютно твердый сложный космический лифт, закрепленный на экваторе в точке  $A$ , может вращаться вокруг оси  $d$ , проходящей через точку  $A$  и параллельной оси вращения планеты. По лифту движется  $\gamma$  тел (кабин, аппаратов). Изучим экваториальные колебания вокруг оси  $d$  механической системы, состоящей из сложного космического лифта и  $\gamma$  движущихся по нему тел, относительно неинерциальной системы координат, связанной с вращающейся планетой, если движение тел задано.

$$J'_d \omega_z \frac{d\omega_z}{d\varphi} = \mu_d + \mu_d^c, \quad (2)$$

где  $\varphi$  - угол отклонения лифта в плоскости экватора от вертикального положения ( $\varphi > 0$ , если лифт отклоняется в сторону вращения планеты и  $\varphi < 0$ , если против),  $\omega_z$  - алгебраическое значение мгновенной угловой скорости вращения лифта вокруг оси

$d$  ( $\omega_z > 0$ , если  $\bar{\omega}_z \neq \bar{\omega}$  и  $\omega_z < 0$ , если  $\bar{\omega}_z \neq \bar{\omega}$ ),  $J'_d$  - момент инерции рассматриваемой механической системы,  $\mu_d$  - суммарный момент всех действующих на нее гравитационных сил и переносных сил инерции, а  $\mu_d^c$  - суммарный момент кориолисовых сил инерции (действующих на движущиеся по лифту тела) относительно оси  $d$ . Кориолисовы силы инерции, действующие на лифт, направлены вдоль лифта и поэтому не сказываются на его вращении, влияя лишь на изменение напряжения в лифте. Моменты сил  $\mu_d$ ,  $\mu_d^c$  положительны, если направление их действия совпадает с направлением вращения планеты и отрицательны, если наоборот.

Если  $m_k$  - масса,  $l_k$  - расстояние от точки  $A$ ,  $v_k$  - алгебраическое значение скорости движения по лифту  $k$ -го тела ( $v_k > 0$ , когда тело движется вверх,  $v_k < 0$ , когда - вниз,

$\kappa = 1, 2, \dots, \nu$ ), то

$$\mu_d^c = -2\omega \sum_{\kappa=1}^{\nu} l_{\kappa} m_{\kappa} \sigma_{\kappa}. \quad (8)$$

В случае (I) можно показать, что

$$\mu_d = -R f(\varphi) \sin \varphi, \quad (4)$$

$$f(\varphi) = \sum_{i=1}^n \left\{ m_i l_i \left[ \omega^2 - \frac{\mu}{(R^2 + l_i^2 + 2Rl_i \cos \varphi)^{3/2}} \right] + \right. \\ \left. + \rho_i \sigma_i(l_{i-1}) \int_{l_{i-1}}^{l_i} \left[ \omega^2 - \frac{\mu}{(R^2 + l^2 + 2Rl \cos \varphi)^{3/2}} \right] l \alpha_i^{\psi(R+l, R+l_{i-1})/x_i} dl \right\} + \\ + \sum_{\kappa=1}^{\nu} \left\{ m_{\kappa} l_{\kappa} \left[ \omega^2 - \frac{\mu}{(R^2 + l_{\kappa}^2 + 2Rl_{\kappa} \cos \varphi)^{3/2}} \right] \right\}, \quad (5)$$

где  $\rho_i$  - плотность вещества на  $i$ -м участке лифта. Непрерывная на интервале  $|\varphi| \leq \pi/2$  функция  $f(\varphi)$  достигает наибольшего значения при  $\varphi = 0$ , причем  $f(0) = \kappa$ .

Имеем:

$$J_d' = J_d + \sum_{\kappa=1}^{\nu} m_{\kappa} l_{\kappa}^2, \quad (6)$$

где  $J_d$  - момент инерции лифта относительно оси  $d$ ,

$$J_d = \sum_{i=1}^n \left[ m_i l_i^2 + \beta_i s_i(l_{i-1}) \int_{l_{i-1}}^{l_i} l^2 \alpha_i^{\psi(R+l, R+l_{i-1})/\alpha_i} dl \right].$$

Подставляя (4) в (2), получим дифференциальное уравнение вращения относительно оси  $d$  сложного космического лифта, по которому движется  $\gamma$  тел:

$$J_d' \omega_z \frac{d\omega_z}{d\varphi} = -R f(\varphi) \sin \varphi + \mu_d^c, \quad |\varphi| \leq \pi/2, \quad (7)$$

где  $\mu_d^c$ ,  $f(\varphi)$ ,  $J_d'$  определяются формулами (3), (5), (6) соответственно.

Начальные условия в момент времени  $t = 0$  имеют вид:

$$\omega_z = \omega_{0z} \quad \text{при} \quad \varphi = \varphi_0. \quad (8)$$

Согласно (4),  $\mu_d$  и  $\sin \varphi$  имеют различные знаки при  $f(\varphi) > 0$ . Следовательно, при  $\mu_d^c = 0$  в вертикальном положении  $\varphi = 0$  лифт будет находиться в устойчивом равновесии, если  $\kappa = f(0) > 0$ .

Учитывая (4) и (5), найдем, что угол  $|\varphi| = \varphi_{\max}$ , при котором  $\mu_d = 0$ , определится из уравнения  $f(\pm \varphi_{\max}) = 0$ .

При увеличении  $|\varphi|$  от 0 до  $\varphi_{\max}$  модуль момента сил  $|\mu_d|$  увеличивается от 0 до  $|\mu_d|_{\max}$  при  $|\varphi| = \varphi'$ , а затем опять убывает до 0. Значение  $\varphi'$ , при котором  $|\mu_d|$  достигает максимума, найдем из условия  $d\mu_d/d\varphi = 0$ .  $\varphi'$  является положительным корнем уравнения

$$f(\varphi) = -\operatorname{tg} \varphi \frac{d}{d\varphi} f(\varphi),$$

причем  $|\mu_d|_{\max} = R f(\varphi') \sin \varphi'$ .

Прежде чем интегрировать уравнение (7), необходимо выбрать схему движения по лифту тел (кабин).

Наиболее простая схема движения кабин по космическому лифту длиной  $\mathcal{L}$  напоминает движение кресел канатно-кресельной дороги и состоит в следующем:  $\nu$  одинаково нагруженных кабин, масса каждой из которых с грузом —  $m_*$ , движутся равномерно по лифту с одинаковыми скоростями  $v_*$  ( $|v_k| = v_*$ ,  $k = 1, 2, \dots, \nu$ ) и одинаковыми интервалами  $\Delta \ell$  ( $\Delta \ell = 2\mathcal{L}/\nu$ ), причем в любой момент времени половина кабин поднимается и половина опускается.

Так как при достаточно большом  $\nu$  ( $\nu \gg 2$ ) для каждой кабины, движущейся вверх, найдется такая же кабина, движущаяся вниз, на таком же примерно расстоянии  $\ell$  и с такой же скоростью  $v_*$ , то в этом случае  $\mu_d^c \approx 0$ .

При  $\nu \gg 2$  можно приближенно считать, что масса кабин с грузом распределена вдоль длины лифта равномерно с линейной плотностью

$$\rho_* = 2 \frac{m_*}{\Delta \ell} = \frac{m_* \nu}{\mathcal{L}}.$$

При этом

$$J_d' = J_d + \rho_* \mathcal{L}^3 / 3 = J_d + m_* \mathcal{L}^2 \nu / 3.$$

Можно показать, что для простого экваториального космического лифта ( $n = 1$ ), нагруженного цепочкой кабин с линейной плотностью  $\rho_*$ , закон изменения площади поперечного сечения  $s$  лифта в зависимости от расстояния  $z$  (при  $\rho = \text{const} / \beta$ ) имеет вид:

$$s = \left( s_A + \frac{\rho_*}{\rho} \right) e^{-\frac{\rho}{\rho} \psi(z, z_A)} - \frac{\rho_*}{\rho}, \quad (9)$$

где  $\rho$  — объемная плотность вещества лифта. Исключив из (9) напряжение  $p$  (с помощью соотношения  $p = -\rho z / \ln \alpha$ ), так же, как и в /1/, получим:

$$s = (s_A + \frac{\rho_*}{\rho}) \alpha \psi(z, z_A) / \alpha - \frac{\rho_*}{\rho}, \quad \alpha = \frac{s_c}{s_A}, \quad \alpha = \psi(z_c, z_A).$$

Если масса, которая выводится по лифту в космос с помощью цепочки кабин, не совпадает с массой, которая возвращается по лифту из космоса на планету, то  $\mu_d^c \neq 0$ .

Обозначим через  $m'_*$  и  $m''_*$  массы кабин с грузом, которые соответственно, поднимаются и опускаются по лифту со скоростью  $\pm v_*$ .

При  $\gamma \gg 2$ , как и раньше, можно считать, что масса движущихся по лифту тел распределена равномерно по его длине, причем для линейных плотностей поднимающихся  $\rho'$  и опускающихся  $\rho''$  по лифту масс имеем:

$$\rho' = \frac{m'_*}{\Delta l} = \frac{m'_*}{2L} \gamma, \quad \rho'' = \frac{m''_*}{\Delta l} = \frac{m''_*}{2L} \gamma.$$

В этом случае

$$J'_d = J_d + \frac{\gamma}{6} (m'_* + m''_*) L^2, \quad \rho_* = \rho' + \rho''.$$

$$\mu_d^c = -\omega v_* (\rho' - \rho'') L^2 = -0.5 \omega v_* L \gamma (m'_* - m''_*)$$

$$\mu_d^c > 0 \quad \text{при} \quad m'_* < m''_*, \quad \mu_d^c < 0 \quad \text{при} \quad m'_* > m''_*, \quad \mu_d^c = 0 \quad \text{при} \quad m'_* = m''_*.$$

Если  $\mu_d^c = \text{const}$  (в частности  $\mu_d^c = 0$ ), то, интегрируя дифференциальное уравнение (7) с учетом (8), получим:

$$\omega z = \pm \sqrt{\omega_{0z}^2 - 2 \frac{R}{J'_d} \int_{\phi_0}^{\phi} f(\varphi) \sin \varphi d\varphi + \frac{2}{J'_d} \mu_d^c (\varphi - \varphi_0)}. \quad (10)$$

Так как  $\omega_z = d\varphi/dt$ , то

$$t = \int_{\varphi_0}^{\varphi} \frac{d\varphi}{\omega_z(\varphi)} \quad (11)$$

где  $\omega_z(\varphi)$  определяется формулой (10). Выражения (10) и (11) дают решение поставленной задачи в квадратурах.

Проанализировав решение (10) уравнения (7) и приняв во внимание физические соображения, приходим к следующим выводам.

Положения равновесия лифта определяются из уравнения

$$R f(\varphi) \sin \varphi = \mu_d^c \quad (12)$$

При  $0 \leq |\mu_d^c| \leq |\mu_d|_{\max}$  уравнение (12) имеет три действительных корня  $\varphi_1$ ,  $\varphi_2$ ,  $\varphi_3$ . Если  $\mu_d^c \geq 0$ , то  $\varphi_2 \geq \varphi_1 \geq \varphi_3 \geq 0$ ,  $\varphi_3 \leq -\varphi_{\max}$ . Если  $\mu_d^c \leq 0$ , то  $\varphi_2 \leq \varphi_1 \leq \varphi_3 \leq 0$ ,  $\varphi_3 \geq \varphi_{\max}$ . При  $\varphi = \varphi_1$  равновесие лифта устойчивое, а при  $\varphi = \varphi_2$  и  $\varphi = \varphi_3$  — неустойчивое.

Если  $|\mu_d^c| < |\mu_d|_{\max}$ , то лифт может (при выполнении некоторых условий) совершать колебания около положения устойчивого равновесия  $\varphi_1$  в интервале  $\varphi_2 > \varphi > \varphi_4$  при  $\mu_d^c \geq 0$  и  $\varphi_4 > \varphi > \varphi_2$  при  $\mu_d^c \leq 0$ .

Предельная граница  $\varphi_4$  интервала колебаний определяется из уравнения

$$R \int_{\varphi_2}^{\varphi_4} f(\varphi) \sin \varphi d\varphi = \mu_d^c (\varphi_4 - \varphi_2) \quad (13)$$

которое получается из (10), если учесть, что  $\omega_z = 0$  при

$$\varphi = \varphi_4 \text{ и } \varphi_2 = \varphi_2, \quad \omega_{0z} = 0.$$

Нетрудно видеть, что если

$$0 \leq |\mu_d^c| < |\mu_d|_{\max}, \quad (14)$$

$$\varphi_4 < \varphi_0 < \varphi_2 \text{ при } \mu_d^c \geq 0, \quad \varphi_4 > \varphi_0 > \varphi_2 \text{ при } \mu_d^c \leq 0,$$

$$\omega_{0z}^2 < 2 \frac{R}{J_d'} \int_{\varphi_0}^{\varphi_2} f(\varphi) \sin \varphi d\varphi - \frac{2}{J_d'} \mu_d^c (\varphi_2 - \varphi_0), \quad (15)$$

то лифт будет совершать колебания около положения  $\varphi_1$  устойчивого равновесия, причем наибольшие его отклонения  $\varphi_a', \varphi_a''$  ( $|\varphi_a''| > |\varphi_a'|$ ) от положения равновесия  $\varphi_1$  в одну  $\varphi_a'$  или другую  $\varphi_a''$  сторону являются корнями уравнения

$$R \int_{\varphi_0}^{\varphi} f(\varphi) \sin \varphi d\varphi - \mu_d^c (\varphi - \varphi_0) = \frac{J_d' \omega_{0z}^2}{2}.$$

Очевидно,  $\varphi_1 \geq 0$ ,  $\varphi_{\max} \geq \varphi_2 > \varphi_a'' > \varphi_1 > \varphi_a' > \varphi_4 \geq -\varphi_{\max} \geq \varphi_3$ ,  
 при  $\mu_d^c > 0$ ;  $\varphi_1 \leq 0$ ,  $-\varphi_{\max} \leq \varphi_2 < \varphi_a'' < \varphi_1 < \varphi_a' < \varphi_4 \leq \varphi_{\max} \leq \varphi_3$ ;  
 при  $\mu_d^c \leq 0$ .

Когда  $\mu_d^c = 0$ , то  $\varphi_1 = 0$ ,  $|\varphi_2| = |\varphi_3| = |\varphi_4| = \varphi_{\max}$ ,  $|\varphi_a'| = |\varphi_a''| = \varphi_a$ .

Если  $\varphi_0 = \varphi_a'$  и  $\omega_{0z} = 0$ , то  $\varphi = 0$  при  $t = t_1$ , а если  $\varphi_0 = \varphi_a''$  и  $\omega_{0z} = 0$ , то  $\varphi = 0$  при  $t = t_2$ . Так как период колебаний лифта  $\tau = 2(t_1 + t_2)$ , то, согласно (II) и (IO), найдем:

$$\tau = 2 \int_{\varphi_a'}^0 \frac{d\varphi}{\left\{ \frac{2}{J_d'} \mu_d^c (\varphi - \varphi_a') - 2 \frac{R}{J_d'} \int_{\varphi_a'}^{\varphi} f(\varphi) \sin \varphi d\varphi \right\}^{1/2}} +$$

$$+ 2 \int_{\varphi_a''}^0 \frac{d\varphi}{\left\{ \frac{2}{J_d'} \mu_d^c (\varphi - \varphi_a'') - 2 \frac{R}{J_d'} \int_{\varphi_a''}^{\varphi} f(\varphi) \sin \varphi d\varphi \right\}^{1/2}}$$

Если  $\varphi_0$  находится за пределами или на границах интервала (I4), то лифт упадет на планету. При  $\varphi_0 = \varphi_2$  и  $\omega_{0z} = 0$  лифт будет находиться в положении неустойчивого равновесия, а при  $\varphi_0 = \varphi_4$  и  $\omega_{0z} = 0$  перейдет в это положение (когда  $\mu_d^c \neq 0$ )

Уравнение (12) при  $|\mu_d^c| > |\mu_d|_{\max}$  имеет один корень  $\varphi_3$ , а при  $|\mu_d^c| = |\mu_d|_{\max}$  два корня  $\varphi_2$  и  $\varphi_3$  ( $\varphi_1 = \varphi_2$ ).

Так как  $\varphi_2$  и  $\varphi_3$  являются положениями неустойчивого равновесия, то при  $|\mu_d^c| > |\mu_d|_{\max}$  лифт упадет на шпанду.

При любых  $\varphi_0$ ,  $\omega_{0z}$  падающий лифт, в принципе, можно вернуть к колебательному движению путем соответствующего управления моментом  $\mu_d^c$ . Например, если угол  $\varphi_k$  находится за пределами интервала (14), но  $-\varphi_{\max} < \varphi_k < \varphi_{\max}$ , то лифт можно вернуть к колебательному движению около положения  $\varphi = 0$ , сделав  $\mu_d^c = 0$  ( $\dot{\varphi}_k = 0$ ) при  $\varphi = \varphi_k$ , если  $\omega_z$  в положении  $\varphi = \varphi_k$  удовлетворяет условию (15) при  $\varphi_0 = \varphi_k$ ,  $\omega_{0z} = \omega_z$ .

Заметим, что если при  $|\dot{\varphi}_k| = \text{const}$  промежуток времени  $\Delta t$  таков, что  $|\dot{\varphi}_k| \Delta t \ll l_k$  ( $k = 1, 2, \dots, \nu$ ), то  $\mu_d^c \approx \text{const}$  за время  $\Delta t$ .

Для малых гармонических колебаний около положения устойчивого равновесия  $\varphi_1$ , полагая  $\varphi = \varphi_1 + \psi$  (причем  $\sin \psi \approx \psi$ ,  $\cos \psi \approx 1$ ), найдем:

$$\varphi = \varphi_1 + \psi_a \sin\left(\frac{2\pi}{\tau} t + \alpha\right), \quad \omega_z = \psi_a \frac{2\pi}{\tau} \cos\left(\frac{2\pi}{\tau} t + \alpha\right),$$

$$\tau = 2\pi \sqrt{\frac{J_d'}{R f(\varphi_1) \cos \varphi_1}}, \quad \omega_z = \pm \sqrt{\omega_{0z}^2 + \frac{R}{J_d'} f(\varphi) [(\varphi_0 - \varphi_1)^2 + (\varphi - \varphi_1)^2]},$$

$$\psi_a = \sqrt{(\varphi_0 - \varphi_1)^2 + \omega_{0z}^2} \frac{\tau^2}{4\pi^2}, \quad \text{tg } \alpha = \frac{2\pi(\varphi_0 - \varphi_1)}{\tau \omega_{0z}}, \quad |\varphi| < \varphi'.$$

Если  $\sin \varphi_1 \approx \varphi_1$ , то из (12) получим:

$$\varphi_1 \approx -\frac{2\omega}{Rk} \sum_{k=1}^{\nu} l_k m_k \dot{\varphi}_k. \quad (16)$$

В простейшем случае, когда  $n = 1$ ,  $\nu = 1$ ,  $m \ll m_0$ ,  $m_n \ll m_0$  ( $m$  — масса кабины, а  $m_n$  — масса собственно лифта), из (16), выражая  $\varphi_1$  в градусах, найдем:

$$\varphi_1 \approx 14.6 \frac{\omega}{Rk} \ell m \psi, \quad k = m_B \alpha (\omega^2 - \mu z_B^{-3}), \quad \alpha = z_B - R.$$

Если станция-спутник  $B$  вращается с местной параболической скоростью, то  $z_B = \sqrt[3]{2\mu\omega^2}$ . При этом для Земли ( $\mu = 4 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ ,  $\omega = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}$ ,  $R = 6,37 \cdot 10^6 \text{ м}$ ) получим:

$$|\varphi_1^{\circ}| \approx \frac{\ell m |\psi|}{93,2 \cdot 10^6 m_B} \quad (17)$$

где  $m$ ,  $m_B$  выражены в кг, а  $|\psi|$  в м/с. Подсчеты по формуле (17) показывают, что углы  $|\varphi_1|$ , на которые отклонится лифт вследствие движения по нему кабины, будут очень малы. Например, (даже когда  $\ell = \alpha$ ),  $|\varphi_1| = 0^{\circ},5$  при  $m = 10 \text{ т}$ ,  $|\psi| = 10 \text{ м/с}$ ,  $m_B = 100 \text{ т}$ . По-видимому,  $m_B \gg 100 \text{ т}$  и значит  $|\varphi_1| \ll 0^{\circ},5$ . Конечно, совместное движение многих кабин может увеличить  $|\varphi_1|$ , но их движение должно быть согласованным так, чтобы  $\mu_d^c \approx 0$  или, по крайней мере,  $|\mu_d^c|_{\max} < |\mu_d|_{\max}$ .

В итоге можно сказать, что должным образом согласованное движение аппаратов по правильно рассчитанному космическому лифту не будет представлять серьезной опасности для его равновесия и, следовательно, "башня Циолковского" может рассматриваться как одна из теоретически возможных транспортных магистралей, связывающих некоторые планеты с космосом.

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Грезы о Земле и небе. - В кн.: К.Э.Циолковский. Путь к звездам. М., 1960, стр. 38-112.
2. Г.Г.Поляков. Синхронная космическая станция на лифте с минимально возможным напряжением. - "Труды IX Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1975, стр. 44-54.
3. Г.Г.Поляков. Обобщенные задачи о космическом лифте. - "Механика твердого тела", 1972, № 6, стр. 54-59.

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМПЛЕКСНАЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

В.Г.Базаров, А.Л.Душкин

ВОПРОСЫ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА В ВАКУУМЕ

Осуществление идей К.Э.Циолковского об освоении космического пространства путем создания в нем "эфирных городов", а в качестве первого шага - долговременных космических станций - требует мощных источников энергии для систем жизнеобеспечения, функционирования различных механизмов и технологических процессов, а также для питания двигательных установок, которые, ввиду требований высокого значения массового удельного импульса, являются чрезвычайно энергоемкими. Общая потребность в мощности источников энергии для межзвездного полета оценивается в десятки мегаватт.

В разработке мощных энергоустановок является одной из главных проблема сброса тепловой энергии холодильника в окружающее пространство. Поскольку для тепловой машины, работающей по циклу Карно, КПД равен:

$$\eta = 1 - \frac{T_2}{T_1} \quad (I)$$

где:  $T_1$  - температура нагрева рабочего тела;

$T_2$  - температура холодильника,

то очевидно, что, чем выше эффективность сброса тепла от холодильника, тем ниже  $T_2$  и выше КПД установки.

Для энергетических установок, предназначенных для работы в условиях вакуума, где теплоотдача в окружающее пространство без потерь рабочего тела может быть осуществлена лишь излучением, проблема сброса тепла приобретает особенно важное значение, а меры по повышению КПД энергоустановок представляются особенно трудно осуществимыми, поскольку эффективность сброса тепла излу-

чением, согласно закону Стефана-Больцмана, пропорциональна  $T_2^4$ . Количество отводимого тепла определяется следующими соотношениями [1]:

$$Q_2 = N \left( \frac{1}{\eta} - 1 \right);$$

$$Q_2 = F_x \varepsilon \sigma T_2^4 \quad (2)$$

Отсюда определяется удельная площадь излучателя-холодильника:

$$\frac{F_x}{N} = \frac{1-\eta}{\eta} \cdot (\varepsilon \sigma T_2^4)^{-1}. \quad (3)$$

Подставив значение  $\eta$  из (1), получим

$$\frac{N}{F_x} = \varepsilon \sigma T_1^4 \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^3 \left( 1 - \frac{T_2}{T_1} \right). \quad (4)$$

Дифференцируя по  $\frac{T_2}{T_1}$  и приравнявая выражение 0, получим значение  $\frac{T_2}{T_1} = 3/4$ , при котором удельная площадь излучателя минимальна. Это значение  $T_2/T_1$ , соответствует величине  $\eta = 0,25$ .

Таким образом, в космической энергетике выбор оптимального с точки зрения его веса излучателя диктует КПД всей установки. Однако даже при оптимальных (с точки зрения минимизации размеров излучателя) КПД относительная площадь  $\frac{F_x}{N}$  лежит в пределах от 10 до 1 м<sup>2</sup>/квт для газотурбогенераторных и термоэлектрических установок и от 0,3 до 0,03 для перспективных схем паротурбогенераторных и термоэлектронных схем. Существующие излучатели установок СНАР-2 и СНАР-50 характеризуются удельными площадями излучателей от 1,27 до 12 м<sup>2</sup>/квт и весом от 400 кг/квт до 21 кг/квт.

Таким образом, даже при оптимальных (с точки зрения веса излучателя) параметрах, установки мощностью выше 10.000 квт нерацональны, поскольку требуют излучателей с площадью поверхности 10.000 м<sup>2</sup> - величиной, которую в перспективе возможно уменьшить до 300 м<sup>2</sup>, что также является неприемлемым.

Для решения этой проблемы было предложено много различных схем излучателей - сворачиваемых в рулон, снабженных увеличивающим эффективность излучения рифлением. Одним из перспективных направлений являются так называемые нестационарные излучатели. В монографии /1/ приведены некоторые схемы таких излучателей.

Принципиальное их отличие от стационарных в том, что тепло от жидкого теплоносителя воспринимается излучающим телом, которое после восприятия тепла удаляется в пространство, а после его охлаждения вновь нагревается теплоносителем. Очевидно, что при передаче тепла от теплоносителя излучателем излучением, никакой выгоды нестационарный излучатель не дает, а организация контактного теплоотвода ставит значительные технические проблемы: обеспечение уплотнений, проблема свариваемости материалов в вакууме, привода излучателя и т.п.

Одним из интересных является предложение о контактном нагреве твердых частиц (шариков и т.п.) и удаление их в пространство для излучения полученной ими тепловой энергии. При уменьшении размеров частиц время их контактного теплообмена с нагретой поверхностью можно сделать исчезающе малым, так что сам процесс теплообмена между ними и источником тепла в определенной мере моделирует конвективный теплообмен твердого тела и разреженного газа, эффективность которого в низкотемпературной области на несколько порядков выше, чем теплообмена излучением.

Нагретый теплоноситель обладает на несколько порядков большей излучающей поверхностью, и это можно использовать для организации излучения тепла, распыливая теплоноситель в окружающем пространстве в силовом, например, электростатическом или электромагнитном поле, которое предотвращало бы его потери и собирало для повторного нагрева.

Успехи физики элементарных частиц позволяют организовывать

направленное движение заряженных частиц в пространстве, различные формы линий тока частиц.

Сравним эффективность излучения в вакууме одного и того же количества теплоносителя, заключаемого в трубку радиуса  $z$  с бесконечно тонкими стенками и диспергированного в пространстве в виде цилиндрического шнура радиуса  $R$  с размером частиц  $a$ .

Условие равенства расхода теплоносителя или рабочего тела (РТ) в различных типах излучателей позволяет определить соотношения геометрических параметров и дисперсности частиц:

$$G_p = w_p \gamma \pi R^2 \frac{4}{3} a^3 n \pi ; \quad (5)$$

$$G_0 = W \gamma \pi z^2 ; \quad (6)$$

$$G_p = G_0 . \quad (7)$$

Здесь

$G_p$  - расход РТ в диспергированном виде;

$G_0$  - расход РТ в цилиндрическом канале излучателя  
обычного типа;

$w_p$  - скорость частиц;

$W$  - скорость РТ в канале;

$\gamma$  - плотность теплоносителя;

$R$  - радиус, на котором происходит диспергирование  
теплоносителя;

$z$  - радиус цилиндрического канала.

Из условия равенства расхода РТ в излучателях с учетом выражений (5); (6) имеем:

$$z = \sqrt{\bar{w} R^2 \frac{4}{3} a^3 n \pi} , \quad (8)$$

где

$$\bar{w} = \frac{w_p}{W} .$$

Как можно показать,  $\bar{w}$  в реальных условиях может быть значительно больше единицы, так как скорость движения жидкости по цилиндрическому каналу ограничена, а частицы в силовом (электрическом) поле в вакууме можно разогнать до больших скоростей.

Для дальнейших вычислений определим соотношения между боковой поверхностью цилиндрической оболочки  $S$ , в объеме которой происходит распыливание и удержание теплоносителя, и общей поверхностью заключенных в ней частиц

$$S = 2\pi RL; \quad S_p = \pi R^2 L 4\pi a^2 n; \quad (9)$$

$$S_p / S = 2\pi R a^2 n. \quad (10)$$

Здесь  $L$  — длина излучателей цилиндрической формы.

Подставив (10) в (8), окончательно получим:

$$\frac{S_p}{S_0} = \frac{R}{z} \frac{S_p}{S}. \quad (11)$$

Здесь  $S_0$  — площадь боковой поверхности цилиндрического канала. Перейдем к рассмотрению эффективности излучения частиц заданных параметров  $Q_p$ , диспергированных в цилиндрическом пространстве радиуса  $R$  и длиной  $L$ . Для этого сравним лучистые потоки частиц с лучистым потоком сплошного цилиндра радиуса  $R$ . Закон ослабления лучистого потока частицами для однократного, независимого рассеяния, предложенный Ван де Хулстом [2, стр.154], запишется так:

$$I = I_0 e^{-\tau}, \quad (12)$$

$$\tau = n\pi a^2 Q_{\text{осл}} R. \quad (13)$$

Однократность и независимость ослабления характеризуется  $\tau = 0,1+0,3$ . В дальнейшем все расчеты проведены для среднего значения  $\tau = 0,2$ . Эффективная длина волны излучения может быть определена по зависимости Вина-Бенфорда [3, стр.32]:

$$\lambda_{\text{эфф}} \cdot T_{\text{эфф}} = 3625 \text{ мкм} \cdot \text{град.} \quad (14)$$

Из выражения (14) для интервала температур излучения  $\sim 600\text{--}1000^\circ\text{K}$  получаем  $\lambda_{\text{эфф}} = 6,3 \text{ мкм}$ , т.е. излучение в инфракрасной области спектра, тогда для металлических частиц  $\alpha = 5\text{--}100 \text{ мкм}$  ( $\frac{2\pi\alpha}{\lambda} > 5$ ) параметр ослабления  $Q_{\text{осл}}$  согласно Ван де Холсту [2, стр. 334-343, рис.63] можно принять постоянным и равным 2. Точное аналитическое выражение для определения интенсивности дискретной излучающе-поглощающей среды получить возможно только в некоторых частных случаях с принятием грубых допущений. Однако ясно, что наименьшая величина излучения такого слоя соответствует простому выражению (12), если под начальной интенсивностью понимать излучение нагретой частицы. С учетом того, что  $I \approx 0,82 I_0$  для слоя однократного ослабления, такое приближение можно считать вполне оправданным, а действительная интенсивность заключена в пределах  $0,82 I_0 \leq I_q < I_0$ .

Тогда, при условии равенства температур теплоносителя, отношение полных лучистых потоков для сплошного бесконечно тонкого цилиндра радиуса  $R$  и диспергированного теплоносителя в цилиндрическом объеме радиуса  $R$  можно представить в виде:

$$\frac{S_p I_0 e^{-\tau}}{S I_0} = \frac{S_p}{S} e^{-\tau} = Q_p, \quad (15)$$

где  $I_0 = \varepsilon(\lambda) \sigma T_2^4$ ;  $\varepsilon(\lambda)$  - степень черноты.

С использованием выражений (10), (13)  $Q_p$  для однократного рассеяния можно представить как

$$Q_p = \frac{2\tau}{Q_{\text{осл}}} e^{-\tau} \quad (16)$$

Для принятых значений  $Q_{\text{осл}} = 2$ ,  $\tau = 0,2$ ,  $Q_p = 0,164$ , т.е. эффективность излучателя незначительна. Для повышения эффективности излучения необходимо организовать процесс многократного рассеяния. Однако нахождение интенсивности излучения внутри

пространства частиц и вне его-чрезвычайно трудная математическая задача. Предлагается расчетная модель, аналогичная многогрупповому приближению при рассмотрении рассеяния нейтронов в атомном реакторе /4, стр.54-55/. Такой подход в свое время предлагался Ван де Хлстом /2, стр.15/. Распределение монодисперсных частиц во всему цилиндрическому объему предполагается равномерным. Пространство с диспергированным теплоносителем разбивается на цилиндрические зоны с толщиной, обеспечивающей в данной области однократное рассеяние. Таких слоев, очевидно, будет

$$k = \frac{\pi \alpha^2 Q_{осл} R}{\tau} \quad (17)$$

С учетом выбранных значений  $\tau = 0,62$ ,  $Q_{осл} = 2$  и выражения (16), коэффициент кратности рассеяния окончательно можно выразить:

$$k = 5\pi \frac{S_p}{S} \quad (18)$$

Излучение  $i$ -того цилиндрического пространства с частицами в вакууме на единицу длины излучателя складывается из излучения предыдущих слоев с учетом их поглощения и их площади, а также из излучения  $i$ -го слоя с учетом суммарного поглощения, т.е.

$$J_{p_i} = (J_{i-1} e^{-\tau} + S_i I_0) e^{-\tau} = I_0 e^{-\tau} \left( \sum_1^i S_k e^{-\tau} + S_i \right), \quad (19)$$

где  $S_i$  - боковая поверхность (наружная)  $i$ -того слоя. Такой расчет промаведен на ЭЦМ до  $K = 10^3$ . Результаты расчета представлены на рис.1 в координатах  $Q_p, K$ . За коэффициент эффективности излучения при многократном рассеянии принято отношение  $Q_p = \frac{J_p}{I_0 S}$ .

Из графика видно, что при кратности рассеяния  $\sim 10^2$  лучистые потоки бесконечно тонкого цилиндра (можно показать, что толщина такого цилиндра должна быть меньше  $a/3$ ) и диспергиро-

ванных частиц в том же цилиндрическом объеме равны. Для равносоставленного случая ( $\bar{w} = 1$ ) из формул (3), (10), (18) получим:

$$\tau = \sqrt{\frac{2}{3} \alpha R \frac{S_p}{S_z}} ; \quad (20)$$

$$\kappa = 23,55 \tau / R \cdot \tau / a ; \quad (21)$$

$$\left( \frac{S_p}{S_0} \right)_{\text{эфф}} = \frac{R}{\tau} Q_p , \quad (22)$$

где  $Q_p = f(\kappa)$ .

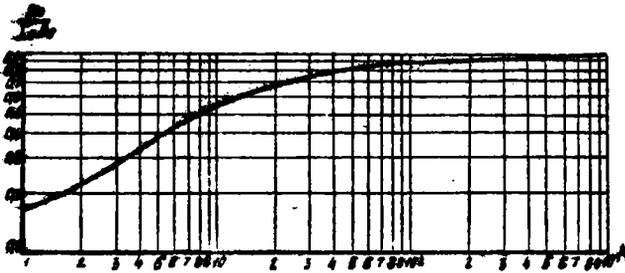


Рис. I

Используя рассчитанную зависимость  $Q_p$  и соотношения (21), (22), получим зависимость (рис.2) эффективности дисперсного излучателя от радиуса распыления  $\tau/R$  и относительной дисперсности частиц  $\tau/a$ . Можно заключить, что при отношении ра-

диуса канала сплошного теплоносителя к радиусу частицы, равному  $10^3$ , по эффективности предложенный излучатель приближается к излучателю с бесконечно большим коэффициентом теплопроводности. Отметим, что тот же результат можно получить при использовании понятия лучистой теплопроводности, которая может существенно превысить молекулярную теплопроводность материала, что объясняется большей скоростью распространения излучения, чем передача тепла в материале [5, стр.528-529].

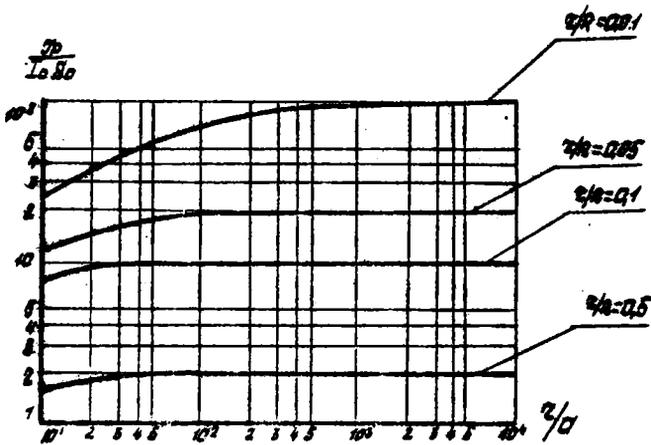


Рис. 2

Таким образом, в работе рассмотрены различные способы сброса низкотемпературной тепловой энергии в условиях вакуума. Установлено, что современные способы организации сброса тепла излучением через поверхности излучателей не могут быть использованы при мощности энергоустановок  $> 10$  мегаватт, необходимой для энергообеспечения долговременных космических станций и "эфирных городов".

Предложенный способ сброса низкотемпературного тепла в пространстве путем диспергирования в нем нагретого теплоносителя и последующего сбора после его охлаждения силовым полем с целью повторного использования в настоящее время не имеет альтернатив для энергообеспечения "эфирных городов".

Л и т е р а т у р а

1. О.Н.Фаворский, Я.С.Каданер. Вопросы теплообмена в космосе. М., 1972.
  2. Ван де Хилст. Рассеяние света малыми частицами. М., 1961.
  3. Ричард Хадсон. Инфракрасные системы. М., 1972.
  4. Р.Палмер, А.Платт. Реакторы на быстрых нейтронах. М., 1963.
  5. А.В.Лыков. Теплообмен. Справочник. М., 1972.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
им. К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО 1975 г.  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники"

И.И.Меркулов

УРАВНЕНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА  
С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

На Первых Чтениях К.Э.Циолковского было показано, что отечественные ученые, развивая идеи Циолковского, вывели 15 уравнений, описывающих различные случаи движения ракеты [1]. Последнее на Чтениях Циолковского было сделано еще несколько доказательств, в которых были даны новые виды уравнений движения ракет [2,3].

В данной статье рассматривается движение космического аппарата с солнечным парусом.

В настоящее время в литературе приводится три принципиально различных класса космических аппаратов. К первому классу принадлежат аппараты с различными типами тепловых ракетных двигателей. Характерной чертой аппаратов этого класса является то, что основная масса аппарата приходится на долю топлива. Второй класс аппаратов характеризуется тем, что массы топлива и силовой установки являются соизмеримыми. К этому классу могут быть отнесены электроракетные аппараты. Третий класс космических аппаратов характеризуется тем, что вся масса аппарата, не считая полезного груза и систем управления, приходится на долю силовой установки. К этому классу и относятся космические аппараты с солнечным парусом.

Исследованию движения космических аппаратов с солнечным парусом в различных аспектах посвящено большое количество работ [4-8, 10-12]. В настоящей статье рассматривается влияние относительной массы паруса на движение космического аппарата под действием силы давления солнечного света, аналогично тому, как в ракетах

тогдашние определялось влияние относительной массы топлива на величину скорости, достигаемой ракетным аппаратом. При этом в качестве примеров рассматриваются два простейших случая движения космического аппарата: по солнечному лучу и по гелиоцентрической орбите, близкой к круговой.

Известно, что воздействие солнечного света на экран, расположенный нормально к лучу, создает давление, равное

$$p = \frac{E}{c} (1 + \rho) S,$$

где  $c$  - скорость света,  $\rho$  - коэффициент отражения экрана (паруса),  $S$  - площадь паруса,  $E$  - поток световой энергии, проходящей на единицу поверхности.

Для плоскости, расположенной на орбите Земли нормально к лучу Солнца,  $E_3 = 1,364 \text{ квт/м}^2$ .

Поэтому

$$p = 4,55 \cdot 10^{-6} \left( \frac{R_3}{R} \right)^2 (1 + \rho) S,$$

где  $R_3$  - радиус орбиты Земли,  $R$  - текущее расстояние аппарата от Солнца.

Учитывая гравитационное воздействие Солнца, можно представить равнодействующую всех сил, приложенных к космическому аппарату с солнечным парусом, в виде:

$$F = \left[ \frac{E_3 R_3^2}{c} (1 + \rho) S - KM \right] \frac{1}{R^2}, \quad (I)$$

где  $K = 1,3249 \cdot 10^{20} \text{ м}^3/\text{сек}^2$  - гравитационный параметр Солнца,  $M$  - масса космического аппарата.

Величину

$$D = \frac{E_3 R_3^2}{c} = 1,02 \cdot 10^{17}$$

по аналогии с гравитационным параметром Солнца можно назвать пандермоторным параметром Солнца.

Подставив в (I) массу паруса  $M_n = S\delta$  ( $\delta$  - масса одного квадратного метра паруса), получим:

$$F = \left[ D \frac{1 + \rho}{\delta} M_n - KM \right] \frac{1}{R^2}. \quad (I \delta)$$

Величина равнодействующей сил при заданных значениях  $\rho$  и  $\delta$  определится соотношением массы паруса и массы всего аппарата.

При  $F > 0$  космический аппарат с солнечным парусом может лететь по лучу, удаляясь от Солнца с возрастающей скоростью. Величина ускорения космического аппарата с солнечным парусом, летящего по лучу, будет равна

$$j = \left[ \frac{D(1+\rho)}{K\delta} \frac{z}{1+z} - 1 \right] \frac{K}{R^2}, \quad (2)$$

или

$$j = \frac{1,3249 \cdot 10^{20}}{R^2} (2,7 \cdot 10^{-4} \frac{1+\rho}{\delta} \frac{z}{1+z} - 1) \text{ м/сек}^2,$$

где  $z = M_n / M_k$  — отношение массы паруса к массе конструкции самого корабля и полезного груза ( $M_k$ ).

Уравнение, определяющее зависимость скорости аппарата от расстояния до Солнца, примет вид:

$$V dV = K \left[ \frac{D(1+\rho)}{K\delta} \frac{z}{1+z} - 1 \right] \frac{dR}{R^2} \quad (3)$$

и после интегрирования:

$$V^2 - V_0^2 = \frac{2K}{R} \left[ \frac{D(1+\rho)}{K\delta} \frac{z}{1+z} - 1 \right] \left( \frac{R}{R_0} - 1 \right) \quad (4)$$

или

$$V^2 + \frac{2K}{R} \left[ \frac{D(1+\rho)}{K\delta} \frac{z}{1+z} - 1 \right] = \text{const.}$$

Это выражение можно было получить и непосредственно из выражения для интеграла энергии тела, летящего в окосолнечном пространстве, заменив поле солнечного тяготения полем результирующей силы  $F$ .

Для рассмотренного случая полета по лучу из (4) можно получить в окончательном виде формулу, устанавливающую зависимость скорости космического аппарата с солнечным парусом от соотношения масс паруса и конструкции корабля с полезной нагрузкой:

$$v = \left[ v_0^2 + \frac{2k}{R} \left( \frac{D(1+\rho)}{k\delta} \frac{z}{1+z} - 1 \right) \left( \frac{R}{R_0} - 1 \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

Полученное выражение можно рассматривать, как формулу Циолковского для космического аппарата с солнечным парусом для случая полета по направлению луча Солнца.

Подобно тому, как скорость реактивного аппарата согласно формуле Циолковского определяется числом Циолковского  $z = M_T / M_K$  и свойствами топлива, характеризуемыми величиной удельного импульса, движение аппарата с солнечным парусом определяется аналогично отношением масс  $z = M_n / M_k$  и параметрами, характеризующими свойства паруса ( $\rho$  и  $\delta$ ).

Для характеристики свойств солнечного паруса можно ввести понятие удельной тяги паруса:

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{M_n} = \frac{E_3}{c} \frac{1+\rho}{\delta} \left( \frac{R_3}{R} \right)^2 = 4,64 \cdot 10^7 \frac{1+\rho}{\delta} \left( \frac{R_3}{R} \right)^2.$$

Эта величина по физической сущности отличается от удельной тяги ракетных двигателей, которая, как известно, представляет собой величину тяги, приходящуюся на один килограмм расходуемого в секунду топлива. Масса солнечного паруса не расходуется. И развиваемый им импульс тяги неограниченно растет с течением времени. Поэтому для характеристики свойств солнечного паруса следует определять величину импульса

$$J = \int_0^{\tau} P_{\text{уд}} \cdot d\tau,$$

развиваемого им в течение какого-либо определенного периода, например, часа или суток. Чтобы удельный импульс характеризовал свойства солнечного паруса, его величина не должна зависеть от места в пространстве и ее надлежит определять для какого-либо одного значения  $R$ , например, для орбиты Земли. Для соблюдения аналогии с удельным импульсом ракетного двигателя и одинаковой размерности в выражение удельного импульса солнечного паруса можно условно ввести множитель  $g = 9,81 \text{ м/сек}^2$ . Учитывая сказанное, в качестве удельного импульса солнечного паруса, ориентированно-

го нормально к лучу Солнца, целесообразно принять величину

$$J = \frac{E_a}{c} \frac{1+p}{\delta q} \tau \text{ сек.} \quad (6)$$

Величины часового и суточного удельных импульсов солнечного паруса, ориентированного нормально к лучу Солнца, равны:

$$J_2 = 1,67 \cdot 10^{-3} \frac{1+p}{\delta} \text{ сек;} \quad (6 \text{ а})$$

$$J_c = 4 \cdot 10^{-2} \frac{1+p}{\delta} \text{ сек.}$$

Из (4) легко получить для космического аппарата с солнечным парусом критерий полета по лучу Солнца с постоянной скоростью:

$$\frac{D(1+p)}{K\delta} \frac{z}{1+z} = 1 \quad (7)$$

или

$$\frac{z}{1+z} \frac{1+p}{\delta} = \frac{K}{D} = 1,299 \cdot 10^3 \text{ м}^2/\text{кг.} \quad (7 \text{ а})$$

Этот критерий показывает, при каких условиях силы, солнечного давления и солнечного тяготения, действующие на космический аппарат с солнечным парусом, оказываются равными.

Первый из множителей в левой части критериального выражения характеризует отношение массы, создающей тяговое усилие (массы паруса) и втянутой парусом массы (конструкция и полезная нагрузка корабля). Второй множитель представляет собой параметр, характеризующий свойства паруса. Как видно из приведенного критерия, для ускоренного движения по лучу Солнца даже при весьма большом значении  $z$  и при  $p=1$  солнечный парус должен иметь удельную массу  $\delta \leq 1,5 \text{ г/м}^2$ .

Определяющее влияние на движение космического аппарата со световым парусом имеет соотношение гравитационного и пандермического параметров центрального светила. Для Солнца

$$\frac{D}{K} = 7,7 \cdot 10^{-4} \text{ н.сек/м}^3.$$

Для "черных дыр" это отношение равно нулю. В поле тяготения звезды, у которой это соотношение является большим, чем у Солнца, эффективность светового паруса (в общем случае парус должен именоваться не солнечным, а световым) окажется более высокой. И если для нашего Солнца вопрос о целесообразности применения солнечного паруса получит негативное решение, то его нельзя распространять на случаи движения в пространстве, окружающем другие звезды. Вполне вероятно, что вблизи некоторых звезд солнечный парус явится весьма эффективной силовой установкой.

В случае полета космического аппарата с солнечным парусом по гелиоцентрической орбите парус в общем случае ориентируется под некоторым углом  $\theta$  к лучу Солнца. При этом сила давления света на парус, как известно [ 8 ], равна:

$$P = \frac{DS}{R^2} \sqrt{1 + \rho^2 + 2\rho \cos 2\theta} \cos \theta.$$

Вопросы оптимальной ориентации солнечного паруса обстоятельно разобраны в ряде работ [ 4-7 ]. Здесь, в качестве примера рассматривается полет с парусом, который ориентирован так, чтобы получить наибольшее значение трансверсальной составляющей силы паруса. Проекция силы паруса на нормаль к лучу Солнца равна

$$P_v = \frac{2D}{R^2} \rho S \sin \theta \cos^2 \theta$$

и при  $\theta \approx 35^\circ$  достигает максимального значения [ 9 ]:

$$P_v = 0,77 \frac{D}{R^2} \rho S = 7,84 \cdot 10^{16} \frac{\rho S}{R^2}.$$

Такая по величине сила может сообщить космическому аппарату ускорение:

$$j = \frac{P_v}{M} = 0,77 \frac{D}{R^2} \frac{\rho}{\delta} \frac{z}{1+z} \text{ м/сек}^2 \quad (8)$$

и скорость:

$$v = 0,77 \frac{D}{R^2} \frac{\rho}{\delta} \frac{z}{1+z} \tau \text{ м/сек.} \quad (9)$$

Приведенная формула справедлива для определения прироста характеристической скорости.

Для аппарата, летящего вблизи орбиты Земли,

$$V = 3,5 \cdot 10^{-6} \frac{\rho}{\delta} \frac{z}{1+z} \tau \text{ м/сек.} \quad (9 \text{ а})$$

Так как разгон космического аппарата под действием солнечного паруса происходит весьма медленно и время, потребное даже для незначительного изменения скорости измеряется часами и сутками, то для расчета прироста скорости такого аппарата (при  $R = R_3$ ) удобнее применять формулы, использующие значения часового или суточного прироста характеристической скорости:

$$V = 1,26 \cdot 10^{-2} \frac{\rho}{\delta} \frac{z}{1+z} \bar{\tau}_4 \text{ м/сек;} \quad (9 \text{ б})$$

$$V = 0,3024 \frac{\rho}{\delta} \frac{z}{1+z} \bar{\tau}_c \text{ м/сек.}$$

где  $\bar{\tau}_4$  и  $\bar{\tau}_c$  - безразмерные величины, показывающие сколько часов или суток содержится в заданном периоде полета.

Для иллюстрации порядка величин часового и суточного прироста характеристической скорости приведем их значения для

$$\rho = 1; \delta = 2 \text{ г/м}^2; z = 20; \Delta V_{\text{час}} = 6 \text{ м/сек}; \Delta V_{\text{сут}} = 144 \text{ м/сек.}$$

Аналогичным путем можно найти выражение для удельного импульса трансверсальной составляющей силы давления солнечного паруса в течение заданного периода времени:

$$J = 0,77 \frac{E_3}{c} \frac{\rho}{g\delta} \tau \text{ сек} \quad (10)$$

или

$$J = 3,57 \cdot 10^{-7} \frac{\rho}{\delta} \tau.$$

Подстановка значения (10) удельного импульса в (9) дает величину скорости в функции параметров  $z$  и  $J$ :

$$V = J \cdot g \frac{z}{1+z} \left( \frac{R_3}{R} \right)^2. \quad (11)$$

Равенство (II) может быть названо формулой Циолковского для космического аппарата с солнечным парусом для случая полета по круговой гелиоцентрической орбите.

Если разгон с помощью солнечного паруса осуществляется после выхода космического аппарата из сферы действия Земли вблизи земной орбиты, эта формула принимает наиболее простой вид:

$$v = 3g \frac{z}{1+z}.$$

Рассмотренные два случая движения космического аппарата с солнечным парусом являются граничными для всего семейства возможных траекторий таких аппаратов. Отношение радиального удельного импульса к трансверсальному равно:

$$\frac{J_p}{J_{tr}} = 1,233 \frac{1+\rho}{\rho} = 2,6 \div 3,0.$$

Во всех остальных случаях величина удельного импульса солнечного паруса будет лежать в этих пределах. Интересно оценить порядок его возможного значения. При  $\rho = 1$  и  $\delta = 2 \div 3 \text{ л/м}^2$  величина суточного трансверсального удельного импульса солнечного паруса составит 10 + 15 сек. Следовательно, при использовании солнечного паруса для разгона или ориентации космического аппарата (в области  $R \sim R_3$ ) в течение нескольких суток он окажется менее выгодным в весовом отношении, чем ЖРД. Но если суммарное время использования солнечного паруса достигает месяца, то при указанных условиях по величине трансверсального импульса, развиваемого на 1 килограмм массы, он сравнивается с современными ЖРД, а по величине радиального импульса превосходит их в 2-3 раза.

Приведенные выражения для удельного импульса солнечного паруса позволяют, при известных значениях  $\rho$  и  $\delta$  и заданной продолжительности активного полета, не производя сложных расчетов, произвести сравнительную весовую оценку солнечного паруса с ракетными двигателями.

Литература

- I. А.Г.Радных. Развитие формулы К.Э.Циолковского. - В кн.: Идея Циолковского и проблемы космонавтики. М., 1974, стр. 80-90.
2. И.Н.Помазанов. Обобщение формулы К.Э.Циолковского на случай рабочего вещества дискретной структуры. - Там же, стр. 91-94.
3. И.А.Меркулов. Уравнение движения ракеты с воздушно-реактивным двигателем. - "Труды УШ Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1974, стр.110-116.
4. Ф.А.Цандер. Об использовании силы давления света для полетов в межпланетном пространстве. - В кн.: Ф.А.Цандер. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты. М., 1961, стр.361.
5. А.Н.Луков, В.Н.Лебедев. Вариационная задача о перелете между гелиоцентрическими круговыми орбитами с помощью солнечного паруса. - "Космические исследования", 1964, т.2, №1, стр. 46-50.
6. К.Г.Валеев. Качественное исследование дифференциальных уравнений полета при помощи солнечного паруса. - "Прикл. механика и техн. физика", 1964, №2, стр.120-129.
7. Г.Д.Гродзовский, Д.Н.Иванов, В.В.Токарев. Механика космического полета с малой тягой. М., 1966.
8. А.А.Каримов. Определение сил и моментов сил светового давления, действующих на тело при полете в космическом пространстве. - "Прикл. матем. и механика", 1962, т.26, №5, стр. 867-876.
9. И.А.Меркулов. К сравнительной оценке эффективности солнечного паруса и ионного двигателя. - "Труды II Чтений Ф.А.Цандера". Секция "Теория и конструкция двигателей". М., 1974, стр.46-54.
10. Цзу. Межпланетный полет с помощью солнечного паруса. Сб. переводов "Механика". М., 1961, №1, стр.3-15.
11. Г.Лондон. Некоторые точные решения уравнений движения космического корабля с солнечным парусом при постоянном угле установки паруса. Сб. переводов "Механика". 1961, №1, стр.17-22.

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
им. К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО

Кадуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО 1975 г.  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники"

В.В.Кузьменко

ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СТЕПЕНЬЮ РАСШИРЕНИЯ  
ГАЗОВ В СОПЛЕ ПРИ ДВИЖЕНИИ РАКЕТЫ В АТМОСФЕРЕ

К.Э.Циолковский впервые в мировой литературе поставил задачу определения оптимального управления движением ракеты в атмосфере. Указывая на необходимость выбора оптимального режима работы реактивного двигателя, К.Э.Циолковский неоднократно возвращался к исследованию влияния атмосферы на движение ракеты. Он отмечал, что атмосфера не только оказывает сопротивление движению, но и воздействует на реактивную струю, изменяя тягу реактивного двигателя [1, стр.76]. К.Э.Циолковский решал задачу управления тягой путем изменения размеров и форм "трубы" - сопла реактивного двигателя - в зависимости от меняющегося с высотой атмосферного давления, хотя и считал, что "на практике это мало применимо, так как труба должна быть для этого то узкой с толстыми стенками, то широкой с тонкими стенками" [2, стр.201].

В статье рассматривается задача оптимального изменения формы сопла реактивного двигателя при движении ракеты в атмосфере. Исследуются условия оптимального управления тягой и степенью расширения газов в сопле. Показывается эффективность управления в задаче о наборе максимальной высоты при вертикальном движении ракеты в однородном гравитационном поле в среде с плотностью и давлением, экспоненциально убывающими с высотой.

Дифференциальные уравнения движения центра масс ракеты в атмосфере представляются в виде [3, стр.129]:

$$\dot{G} = -ga$$

$$\begin{aligned}\dot{\vec{z}} &= \vec{V}, \\ \dot{\vec{V}} &= \frac{q [P_a \vec{e} - \vec{F}(\vec{z}, \vec{V})]}{G} - \vec{K}(\vec{z}).\end{aligned}\quad (I)$$

где  $G$  — вес ракеты,  $\vec{z}$  и  $\vec{V}$  — радиус-вектор и вектор скорости в инерциальной системе координат,  $q$  — массовый расход рабочего тела двигателя,  $P_a$  — тяга,  $\vec{e}$  — единичный вектор направления тяги,  $\vec{F}$  — главный вектор поверхностных сил, действующих на ракету,  $\vec{K}$  — вектор ускорения от массовых сил,  $q$  — коэффициент пропорциональности между весом и массой. Точкой обозначается производная по времени.

Тяга, развиваемая двигателем при полете в атмосфере, определяется соотношением /8, стр.89/:

$$P_a = P_0 S_* \left( \frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \cdot \Gamma_c \cdot z(\lambda) - P_2 S_c, \quad (2)$$

в котором из максимальной тяги, создаваемой двигателем в вакууме, вычитается член, учитывающий влияние атмосферного давления  $P_2$ . В выражении (2)  $\Gamma_c$  — коэффициент, учитывающий потери на трение полного импульса газового потока на срезе сопла,  $P_0$  — полное давление газа на входе в сопло,  $\kappa$  — показатель адиабаты,  $S_*$  и  $S_c$  — площади критического сечения и среза сопла соответственно. Относительная скорость газа на срезе сопла  $\lambda$  и функция  $z(\lambda) = \lambda + \lambda^{-1}$  определяются степенью расширения сопла

$$q(\lambda) = S_* S_c^{-1} = \lambda \left( 1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \left( \frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}}$$

Дифференциальные уравнения (I), преобразованные к безразмерному виду,

$$\begin{aligned}\dot{G} &= -mP, \\ \dot{\vec{z}} &= \vec{V},\end{aligned}\quad (B)$$

$$\dot{\vec{v}} = \frac{[n(\lambda)P - D(\vec{z}, \lambda)]\vec{e} - \vec{F}(\vec{z}, \vec{v})}{G} - \vec{R}(\vec{z}),$$

граничные условия:

$$\Phi_0(\vec{z}(0), \vec{v}(0), G(0)) = 0,$$

$$\Phi_1(\vec{z}(T), \vec{v}(T), G(T)) = 0, \quad (4)$$

ограничения на управления  $P(t)$  и  $\lambda(t)$  /кусочно-непрерывные функции/

$$0 \leq P \leq 1, \quad \lambda_1 \leq \lambda \leq \lambda_2 \quad (5)$$

и функционал

$$J(\vec{z}(T), \vec{v}(T), G(T)) = \min \quad (6)$$

описывает задачу об оптимальном движении центра масс ракеты в атмосфере. В соотношениях (3-6) вес тела отнесен к начальному весу  $G_0$ , тяга - к максимальной тяге, скорость движения - к максимальной скорости реактивной струи  $W_0$ , радиус-вектор - к  $W_0^2 g^{-1}$ , время  $t$  - к  $W_0 g^{-1}$ . Функции  $\vec{R}(\vec{z})$  и  $\vec{F}(\vec{z}, \vec{v})$  - безразмерные ускорения от массовых сил и главного вектора поверхностных сил соответственно. Безразмерная функция  $D(\vec{z}, \lambda)$  характеризует противодействие:

$$D(\vec{z}, \lambda) = \frac{P_2 \delta_+}{q(\lambda) G_0}.$$

Величины  $m$  и  $n(\lambda)$  зависят от конструктивных параметров двигателя:

$$m = p_0 \delta_+ \left( \frac{2}{\varepsilon + 1} \right)^{\frac{1}{\varepsilon - 1}} \frac{2\varepsilon}{\sqrt{(\varepsilon + 1)(\varepsilon - 1)}} G_0^{-1},$$

$$n(\lambda) = m \frac{\Gamma_0 z(\lambda) \sqrt{(\varepsilon + 1)(\varepsilon - 1)}}{2\varepsilon}.$$

Исследование оптимального управления движением проводится по принципу максимума Понтрягина [4]. Функция Гамильтона  $H$  и сопряженная система дифференциальных уравнений в рассматриваемом случае имеет вид:

$$\begin{aligned}
 H &= -\psi_G nP + \bar{\psi}_z \bar{V} + \bar{\psi}_v \left[ \frac{(nP - D)\bar{e} - \bar{F}}{G} - \bar{R} \right], \\
 \dot{\psi}_G &= \bar{\psi}_v \frac{(nP - D)\bar{e} - \bar{F}}{G^2}, \\
 \dot{\bar{\psi}}_z &= \frac{\partial}{\partial \bar{z}} \left[ \bar{\psi}_v \cdot \left( \frac{D\bar{e} + \bar{F}}{G} + \bar{R} \right) \right], \\
 \dot{\bar{\psi}}_v &= -\bar{\psi}_z + \frac{1}{G} \frac{\partial}{\partial \bar{v}} (\bar{\psi}_v \cdot \bar{F}).
 \end{aligned} \tag{7}$$

Из условия максимума функции  $H$  следует, что  $\bar{e} = \bar{\psi}_v \psi_v^{-1}$  и коэффициент при управлении  $P$  в выражении  $H$  имеет вид:

$$\Delta = \psi_v n G^{-1} - \psi_G m \quad (\psi_v = |\bar{\psi}_v|).$$

Оптимальное значение тяги определяется знаком  $\Delta$ :

$$P = \begin{cases} 1 & \text{при } \Delta > 0, \\ 0 & \text{при } \Delta < 0. \end{cases}$$

При обращении  $\Delta$  в нуль на некотором интервале времени в оптимальную траекторию включается участок переменной тяги.

В выражении (7) для функции  $H$  коэффициент при  $\bar{e}$

$$\omega(\lambda) = n(\lambda)P - D(\bar{z}, \lambda)$$

положителен:  $\bar{\psi}_v \bar{e} = \psi_v$ . Следовательно, максимум функции  $H$  по  $\lambda$  соответствует наибольшему значению  $\omega(\lambda)$ . Если максимум  $\omega(\lambda)$  достигается при  $\lambda_1 < \lambda < \lambda_2$ , управление  $\lambda(t)$  будет непрерывной функцией, заданной соотношением

$$\frac{\partial n(\lambda)}{\partial \lambda} P - \frac{\partial D(\bar{z}, \lambda)}{\partial \lambda} = 0,$$

соответствующим при  $P = I$  расчетному режиму истечения из сопла при котором давление газа на срезе сопла равно давлению в атмосфере [3, стр.40].

При  $\frac{\partial n}{\partial \lambda} \neq 0$  в заданном диапазоне изменения  $\lambda$  оптимальным управлением будет такое граничное  $\lambda$ , при котором  $\omega(\lambda)$  имеет большое значение.

Если множество  $A$  допустимых значений  $\lambda$  конечно:

$$A = \{ \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n \},$$

переключение с одного значения  $\lambda$  на другое при  $P = I$  происходит в точке, определяемой соотношением

$$n(\lambda_i) - D(\bar{z}, \lambda_i) = n(\lambda_k) - D(\bar{z}, \lambda_k), \quad (8)$$

а в случае включения участка переменной тяги в состав оптимальной траектории определяется выходом изображающей точки на поверхность особого управления [5], соответствующей значению  $\lambda_k$ .

При одновременном обращении в нуль  $\Delta$  и  $\frac{\partial n}{\partial \lambda}$  и выполнении условий [5] возможно включение в оптимальную траекторию участка промазуточной тяги и непрерывного  $\lambda(t)$ .

В частном случае вертикального движения ракеты в однородном гравитационном поле в среде с плотностью  $\rho$  и давлением  $p$ , экспоненциально убывающими с высотой, при постоянном коэффициенте сопротивления  $C_x$  функции  $R(h)$ ,  $F(h, \lambda)$  и  $D(h, \lambda)$  задаются соотношениями:

$$R = 1, \quad F = \rho v^2 e^{-\alpha h}, \quad D = \beta(\lambda) e^{-\alpha h},$$

где

$$\alpha = -\frac{W_0^2}{g} \frac{1}{h_{разм}} \ln \frac{\rho(h)}{\rho(h_0)}, \quad \beta = \frac{\rho_0 W_0^2}{2} \frac{C_x S}{G_0},$$

$$a = -\frac{W_0^2}{g} \frac{1}{h_{разм}} \ln \frac{P_n}{P_0},$$

$$\beta(\lambda) = m \frac{\xi_p}{q(\lambda)} \frac{\sqrt{(z+1)(z-1)}}{2z} \left( \frac{z+1}{2} \right)^{\frac{1}{z-1}},$$

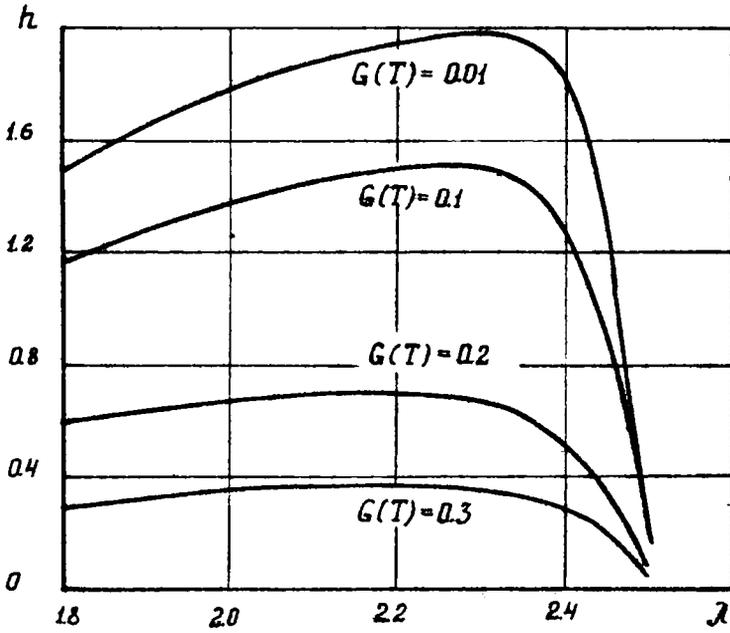


Рис. 1

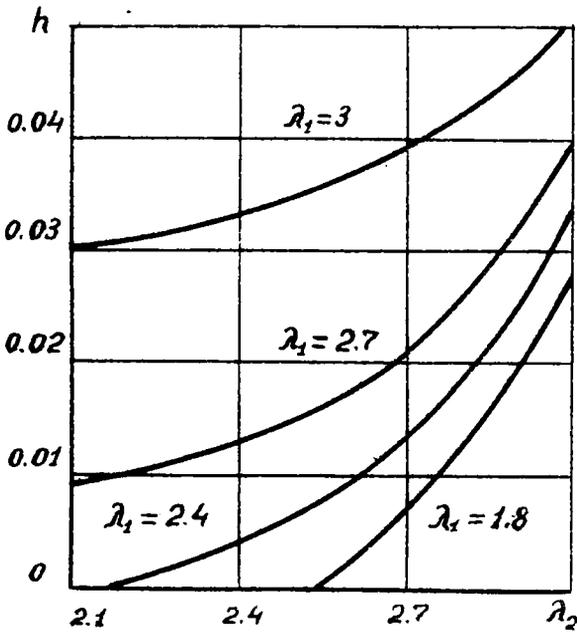


Рис. 2

$$\xi_p = \frac{P_n}{P_0},$$

$h$  - высота подъема,  $S$  - характерная площадь ракеты.

В задаче о наборе максимальной высоты граничные условия (4) и функционал (6) принимают вид:

$$G(0) = 1, \quad h(0) = 0, \quad v(0) = 0,$$

$$G(\tau) = G_1, \quad v(\tau) = \text{opt.}$$

$$J = -h(\tau)$$

Влияние степени расширения сопла на набираемую высоту для различных значений конечного веса в случае движения, происходящего с максимальной тягой, характеризуют зависимости  $h(\lambda)$ , представленные на рис. 1 /  $m = 20$ ,  $\alpha = 100$ ,  $a = 124$ ,  $\beta = 3$ ,  $\xi_p = 0,02$ ,  $\varkappa = 1,3$ ,  $\Gamma_c = 0,99$ /. С возрастанием  $\lambda$  до некоторого значения  $\lambda_{\text{opt}}$  происходит увеличение набираемой высоты, дальнейшее изменение  $\lambda$  приводит к резкому убыванию  $h$ . С уменьшением конечного веса  $\lambda_{\text{opt}}$  смещается в сторону увеличения.

Если конструктивно возможны переключения с одного значения  $\lambda_1$  на другое  $\lambda_2$ , то они должны происходить на высоте

$$h = \frac{1}{a} \ln \frac{b(\lambda_2) - b(\lambda_1)}{n(\lambda_2) - n(\lambda_1)},$$

определяемой соотношением (8).

На рис. 2 представлены функции  $h(\lambda_2)$  для различных значений  $\lambda_1 / \varkappa = 1,2$ /. С увеличением  $\lambda_1$  высота, на которой происходит переключение на  $\lambda_2$ , возрастает.

На рис. 3 приведены фазовые траектории, соответствующие максимальной тяге и постоянным значениям  $\lambda = 1,8$  /пунктир/,  $\lambda = 2,3$  /кривая 1/, кривая 2 получена для случая переключения с  $\lambda_1 = 2,3$  на  $\lambda_2 = 2,6$ . Кривые 3 и 4 соответствуют  $\lambda = 2,3$

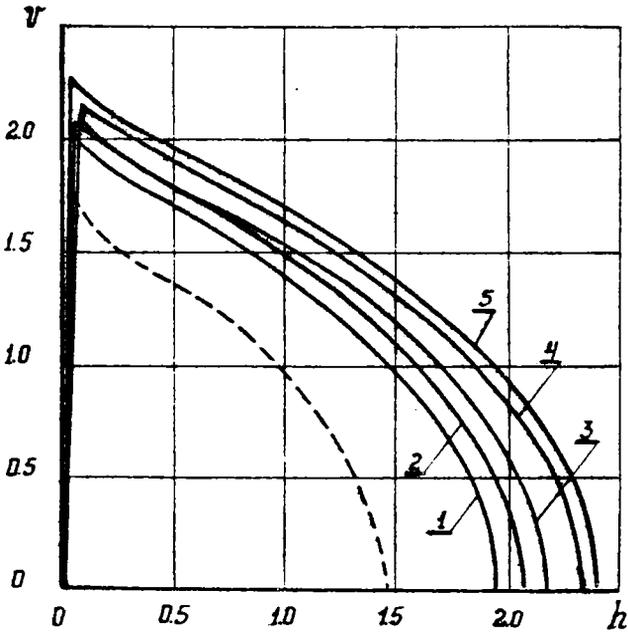


Рис.3

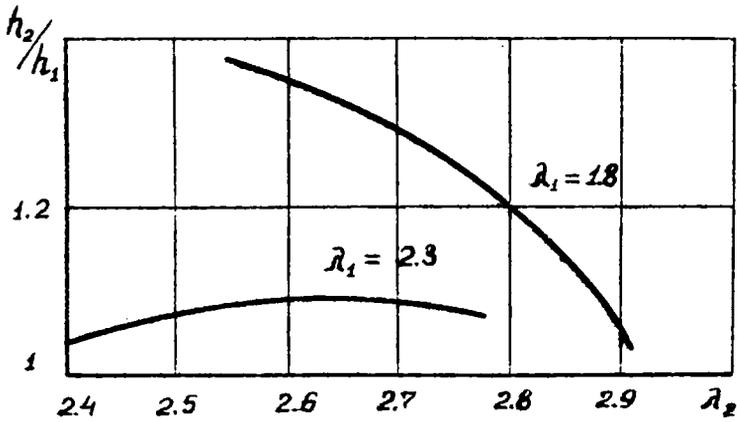


Рис.4

и переключению с  $\lambda_1 = 2,3$  на  $\lambda_2 = 2,6$  при включении участков особого управления тягой в состав оптимальных траекторий. Случай непрерывного изменения  $\lambda(t)$  и максимальной тяги представлен кривой 5.

Анализ приведенных на рис.3 фазовых траекторий показывает, что кусочно-постоянное управление степенью расширения сопла увеличивает набираемую высоту. Эффективность такого управления иллюстрируется также на рис.4. Возможность дросселирования тяги увеличивает эффективность переключения с одного значения  $\lambda$  на другое. При непрерывном изменении  $\lambda$  набираемая высота еще более возрастает.

Степень расширения сопла влияет также на вес двигателя и, таким образом, на величину набираемой высоты. Для сопла, которое штапуется из конической заготовки, весовая формула имеет вид /6, стр.416/:

$$G(t) = G_{\Sigma} + G_{\gamma} + G_{\rho} + G_{\mu}(t),$$

$$G_{\gamma} = a_0 \left[ \gamma_1 + \gamma_2 \xi_p \left( \frac{1}{q(\lambda)} - 1 \right) \right],$$

$$G_{\rho} = \beta G_{\mu}(0), \quad a_0 = \rho_0 S_* G_0^{-1},$$

где  $G_{\Sigma}$  - вес полезной нагрузки,  $G_{\gamma}$  - вес двигателя,  $G_{\rho}$  - вес баков,  $G_{\mu}$  - вес рабочего вещества,  $\gamma_1$ ,  $\gamma_2$ ,  $\beta$  - постоянные коэффициенты.

На рис.5 приведены кривые, отражающие зависимость набираемой высоты от  $\lambda$  в случае движения с максимальной тягой и постоянной степенью расширения сопла с учетом рассматриваемой весовой формулы при  $G_{\Sigma} = 0,1$ ,  $\gamma_1 = 0,01$ ,  $\gamma_2 = 0,008$ ,  $\beta = 0,05$ ,  $\kappa = 1,3$ . Пунктирные кривые соответствуют случаю  $\gamma_2 = 0$ . Представленные кривые свидетельствуют о влиянии веса сопла, зависящего от  $\lambda$ , на набираемую высоту, что необходимо учитывать при определении оптимальной степени расширения сопла.

Таким образом, управление степенью расширения сопла существенно влияет на режим движения центра масс ракеты. Оптимальное изменение формы и размеров сопла двигателя дает возможность уве-

личить высоту подъема, что подтверждает правильность идеи К.Э. Циолковского.

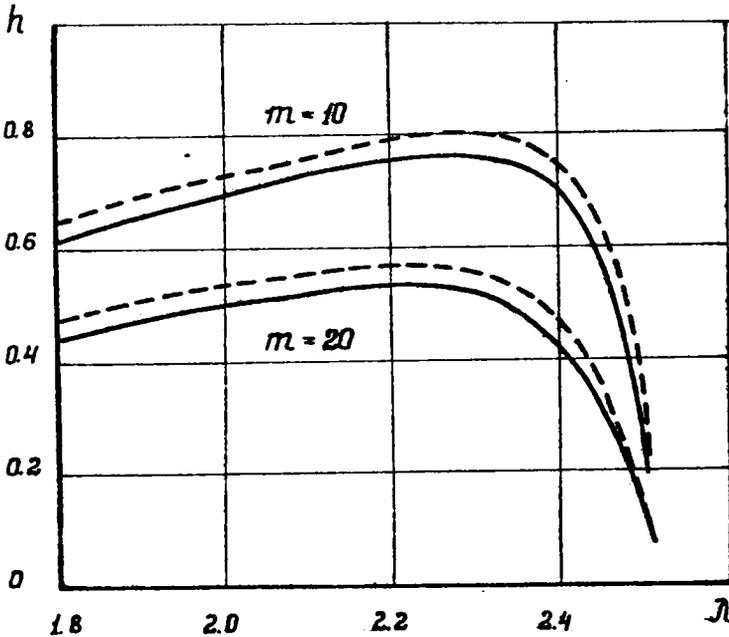


Рис. 5

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами, 1908. - В кн.: К.Э. Циолковский. Собрание сочинений, т.2. М., 1954, стр. 69-99.
2. К.Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами, 1926. - В кн.: К.Э. Циолковский. Собрание сочинений, т.2. М., 1954, стр. 179-260.
3. Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев. Механика космического полета с малой тягой. М., 1966.
4. Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко. Математическая теория оптимальных процессов. М., 1969.
5. А. Брайсон, Хо Ю-ши. Прикладная теория оптимального управления. М., 1972.
6. М. Баррер, А. Жомотт, Б.Ф. Вебек, Ж. Ванденкеркхове. Ракетные двигатели. М., 1962.

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
им.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Кадуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

Г.И.Воронин, В.П.Лапшин

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАТОРА ГАЗООБМЕНА  
И ТЕПЛО-ВЛАГОВЫДЕЛЕНИЙ ЧЕЛОВЕКА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ  
СИСТЕМ КИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ

Создание системы обеспечения жизнедеятельности экипажа летательного аппарата занимает одно из центральных мест в общей разработке аппарата. Система обеспечения жизнедеятельности должна обладать очень высокой надежностью, подтверждаемой многократными испытаниями как на земле, так и в полете аппарата при всех возможных режимах его эксплуатации.

Еще К.Э.Циолковский в своем творчестве уделял значительное внимание созданию и испытаниям средств, обеспечивающих дыхание и питание экипажей космических аппаратов [1, стр.83].

В последнее время системы регенерации воздуха на летательных аппаратах начинают вытеснять системы, основанные на использовании бортовых запасов. В качестве заключительного этапа исследований и отработки таких систем все более настоятельно выдвигается требование их испытания в условиях полета.

Однако испытание новых систем регенерации воздуха в условиях полета, в случае присутствия на летательном аппарате человека, требует установки на аппарате резервных средств регенерации воздуха, дублирующих испытываемую систему, что вызывает увеличение общей массы аппарата.

Кроме того, при испытании новой системы регенерации воздуха экипажу зачастую трудно поддерживать высокую степень метаболической активности в течение продолжительного времени, что необходимо для проверки работы системы на экстремальных режимах.

Все эти трудности в значительной степени устраняются, если при отработке системы использовать устройство, имитирующее газо-

обмен и тепло-влажновыделения человека. Имитатор позволяет значительно снизить массу аппарата, поскольку отпадает необходимость в использовании резервных средств регенерации воздуха, запасов питания и ряда бытовых средств. Применение имитатора целесообразно и при взаимных испытаниях.

В настоящей работе оцениваются результаты исследований по созданию малогабаритного агрегата, имитирующего газообмен и тепло-влажновыделения экипажа летательного аппарата, основанного на методе каталитического окисления специальных реагентов.

Для достижения поставленной цели потребовалось решить следующие основные задачи:

- теоретически и экспериментально исследовать реагенты, катализаторы и носители для них;
- теоретически и экспериментально исследовать поля температур и концентраций реагента в каталитическом реакторе имитатора газообмена;
- исследовать возможность обеспечения теплового режима каталитического реактора за счет тепла, выделяющегося при окислении реагента;
- разработать конструкцию имитатора газообмена и тепло-влажновыделений человека, пригодную для испытаний систем регенерации и кондиционирования воздуха.

Дадим обоснование принятой схемы и конструкции имитатора.

Человек и система регенерации и кондиционирования воздуха при нахождении в замкнутом объеме взаимодействуют между собой через окружающую среду.

Отношение объема углекислого газа, выделяемого организмом человека за один час, к объему поглощенного за это время кислорода называют дыхательным коэффициентом. Зависимость поглощения организмом человека кислорода, выделения углекислого газа, влаги и тепла, а также изменение дыхательного коэффициента от интенсивности физической нагрузки представлено в табл. I [2, стр.32].

Таблица I

Состояние организма человека	Выделение организмом			Поглощение организмом кислорода, лл/час	Дыхательный коэффициент
	тепла, вт	воды, г/ч	углекислого газа, лл/час		
Покой	81	35	10	15	0,667
Работа средней напряженности	174	50	20	25	0,8
Тяжелая работа	314	75	45	50	0,9
Очень тяжелая работа	675	200	100	115	0,87

Приведенные в таблице данные показывают, что интенсивность газообмена и тепло-благовыделений человека колеблется в весьма широких пределах. При разработке технических средств имитации газообмена для испытаний систем регенерации воздуха, в первом приближении, можно не учитывать нелинейное изменение этих величин, в особенности дыхательного коэффициента, и не усложнять конструкцию средств имитации, так как среднесуточные величины продукто-го газообмена и тепло-благовыделений человека практически являются постоянными.

Сравнительный анализ различных способов имитации газообмена и тепло-благовыделений человека показал целесообразность разработки имитатора, основанного на каталитическом методе окисления реагентов, как вполне приемлемого по его массоэнергетическим характеристикам.

Одним из важных моментов этапа разработки имитатора газообмена является выбор реагента для каталитического окисления.

Реагент, применяемый в имитаторе, должен удовлетворять следующим вполне очевидным требованиям:

- конечными продуктами реакции окисления реагента должны быть углекислый газ и вода;
- отношение количества углекислого газа, получаемого в результате реакции, к количеству поглощаемого кислорода должно соответствовать средней величине дыхательного коэффициента человека;

- количество тепла, выделяемого в результате реакции окисления реагента, должно соответствовать средним тепловыделениям человека;
- габаритно-весовые характеристики емкостей для хранения реагента должны быть минимально возможными;
- процесс окисления реагента должен требовать минимальных энергозатрат;
- реагент не должен быть токсичным или агрессивным. Физические свойства должны допускать его надежную подвзду в зону каталитического окисления.

Скорость химических реакций, в том числе и реакции окисления, можно увеличить в несколько десятков и даже сотен раз, если вести их в присутствии катализатора. Теория катализа не позволяет в настоящее время чисто теоретически подобрать рациональный катализатор для определенной реакции при заданных условиях ее протекания, поэтому подбор катализатора ведется экспериментально. Исследования по созданию каталитического реактора имитатора показали, что основным препятствием при отработке конструкции каталитического реактора является наличие окиси углерода на выходе из реактора. Следовательно, при выборе катализатора необходимо большое внимание уделять его каталитической активности по окиси углерода.

Известно, что активность катализатора определяется не только его химическим составом, но и природой вещества, на которое он нанесен. От носителя в большой степени зависит механическая прочность катализатора и температурный диапазон его применения. Мерой каталитической активности катализатора является удельная скорость реакции, отнесенная к единице поверхности. Гетерогенные каталитические реакции начинаются с адсорбции, поэтому одним из требований, предъявляемых к носителям катализаторов, является необходимость большой удельной поверхности. Кроме того, носители должны иметь высокую прочность и не изменять своей структуры при воздействии высоких температур.

Известно, что процесс каталитического окисления реагента в слое зернистого катализатора состоит из трех стадий: диффузии молекул газа реагента к поверхности катализатора, собственно окисления реагента на поверхности катализатора и диффузии продуктов окисления в окружающую среду. В реальных процессах все

эти стадии протекают одновременно. Расчет каталитического реактора сводится к определению объема каталитических элементов, определению полей концентраций реагента и полей температур в каталитической зоне реактора при различных режимах его работы. Задача осложняется тем, что процесс гетерогенного катализа реагента связан с выделением тепла, которое передается от поверхности катализатора к газовому потоку и распространяется по нему, т.е. в газовой среде происходит взаимодействие диффузионных и тепловых потоков. На скорость протекания процессов у поверхности катализатора может оказать также влияние концентрация кислорода и продуктов реакции — углекислого газа и воды, т.е. эффективность процесса может зависеть от диффузионных потоков углекислого газа, воды и кислорода, величина которых в значительной степени определяется температурой. Достаточно точного решения этой задачи, включающей в себя решение системы дифференциальных уравнений гидродинамики, диффузии, теплопередачи и химической кинетики, до сего времени не существует.

Приближенный метод решения, названный квазистационарным или методом равнодоступной поверхности, предложил Д.А. Франк-Каменецкий. Этот метод решения задач диффузионной кинетики, позволяющий выявить существенные предельные случаи, основывается на том, что условия диффузионного транспорта могут считаться приближенно не зависящими от протекания химической реакции на поверхности катализатора, а диффузионный поток приравнивается количеству химически реагирующего вещества, являющемуся функцией его концентрации у поверхности реакции. Это возможно при условии большого разбавления реагирующего вещества инертным газом и равнодоступности для него всех точек поверхности реакции, что является очень близким к действительности при рассмотрении процессов, происходящих в каталитическом реакторе имитатора газообмена.

Проведенные предварительные экспериментальные исследования показали, что при неизменном объеме катализатора и постоянной толщине его слоя подвота окисления реагента, начиная с температуры 200°C и выше, перестает зависеть от температуры и зависит только от скорости потока газа, в котором присутствует реагент. Эти факторы свидетельствуют о том, что процесс окисления реагента в каталитическом реакторе имитатора газообмена идет в области внешней диффузии и что большая скорость каталитической ре-

акция обеспечивает такой ход процесса, при котором концентрация реагирующего вещества на поверхности катализатора близка к нулю. С учетом указанных обстоятельств, для описания процессов тепло-массообмена, происходящих в каталитическом реакторе, принята следующая физическая модель: каталитический реактор представляет собой трубу, наполненную зернистым катализатором и покрытую снаружи тепловой изоляцией. Через трубу продувается воздух, в который на начальном участке трубы (равномерно по сечению) подается реагент. При работе имитатора на стационарном режиме тепло, выделяющееся при окислении реагента, затрачивается на нагрев воздуха, проходящего через реактор, и частично рассеивается в окружающую среду через тепловую изоляцию.

С целью описания процессов тепло-массообмена с помощью систем дифференциальных уравнений, приняты следующие допущения для рассматриваемой модели:

- концентрация кислорода в потоке воздуха через реактор достаточна для полного окисления всего количества реагента;
- в стационарном режиме все тепло, выделяющееся на поверхности зерен катализатора при окислении реагента, передается проходящему через реактор воздуху;
- передача тепла в осевом направлении реактора за счет теплопроводности зерен мала по сравнению с передачей тепла за счет конвективного переноса, и ее можно пренебречь;
- ввиду малого градиента температур в радиальном направлении ( $\sim 60^\circ\text{C}$  при абсолютной температуре  $\sim 500^\circ\text{C}$ ), температурное поле и диффузионный поток реагента осредняются по сечению каталитического реактора.

С учетом принятых допущений система дифференциальных уравнений, описывающих процесс тепло-массообмена в каталитическом реакторе, имеет вид:

$$c_p G' \frac{dT}{dx} = \alpha_1 P_1 (T_1 - T) + \kappa P_2 (T_H - T), \quad (1)$$

$$G'' \frac{dc}{dx} = -\beta P_1 (C - y), \quad (2)$$

$$\beta (C - y) \Delta H = \alpha_1 (T_1 - T), \quad (3)$$

где:

- $G^1, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$  и  $G^2, \frac{\text{м}^3}{\text{час}}$  — массовый и объемный расход воздуха через реактор;  
 $\alpha$  и  $\kappa, \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{град}}$  — коэффициенты теплоотдачи и теплопередачи;  
 $P, \text{м}$  — периметр зерен катализатора (суммарный);  
 $T, \text{°C}$  — температура потока воздуха;  
 $T_n, \text{°C}$  — температура окружающей среды;  
 $C_p, \frac{\text{Вт}}{\text{кг град}}$  — теплоемкость газа;  
 $\beta, \frac{\text{м}}{\text{час}}$  — коэффициент массоотдачи;  
 $\Delta H, \frac{\text{дж}}{\text{кг}}$  — приведенная теплота сгорания реагента;  
 $C, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$  — концентрация реагента в потоке газа;  
 $c, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$  — концентрация реагента на поверхности зерен катализатора;  
 $x, \text{м}$  — текущая координата вдоль оси реактора.

Индекс 1 означает отношение параметра к зернам катализатора.

Индекс 2 означает отношение параметра к корпусу (трубе) реактора.

Начальные условия: при  $x=0, T = T_0, G = G_0$ .

Уравнение (1) показывает изменение температуры потока воздуха, проходящего через реактор, из-за подвода тепла к нему от зерен катализатора, на которых происходит окисление реагента, и отвода тепла от потока воздуха в окружающую среду через стенки реактора. Уравнение (2) является уравнением кинетики сорбции и характеризует изменение концентрации реагента по длине каталитического реактора. Уравнение (3) характеризует нагрев потока воздуха, проходящего через реактор, за счет тепла, выделяющегося при окислении реагента.

Решение уравнений (1), (2), (3) имеет вид:

$$T = T_n + \frac{\beta \Delta H P_1 C_0}{C_p G^1 \left( \frac{\kappa P_2}{C_p G^1} - \frac{\beta P_1}{G^1} \right)} e^{-\frac{\beta P_1}{G^1} x} + \left[ T_0 - T_n - \frac{\beta \Delta H P_1 C_0}{C_p G^1 \left( \frac{\kappa P_2}{C_p G^1} - \frac{\beta P_1}{G^1} \right)} \right] e^{-\frac{\kappa P_2}{C_p G^1} x} \quad (4)$$

$$c = c_0 e^{-\frac{\beta P_1}{G} x} \quad (5)$$

Уравнения (4), (5) позволяют определить изменение концентрации реагента в потоке воздуха и температуры воздуха по длине каталитического реактора, определить его тепловые потери и выбрать

размеры тепловой изоляции.

Процессы тепло-массообмена, определяющие распределение концентраций реагента и температур в каталитическом реакторе, рассчитывались на ЭЦМ.

Количество реагента, которое необходимо подать в реактор, выбиралось из условия имитации газообмена одного, двух и трех человек при использовании коэффициентов избытка воздуха ( $\alpha$  изб.) в диапазоне от 1 до 10.

Исследования проводились в два этапа. На первом этапе экспериментальная установка не замыкалась по воздушному контуру с целью упрощения технологии испытаний. В этом случае исследовались тепловые режимы каталитического реактора, способы выведения на режим, влияние коэффициентов избытка воздуха на его работу, способы подачи реагента и воды, а также снимались предварительные характеристики по газовому составу.

На втором этапе работ исследования проводились по замкнутой схеме. Установка помещалась в герметическую камеру и в течение нескольких часов ее работы проверялось суммарное накопление продуктов неполного окисления реагента в замкнутом объеме.

Результаты экспериментальных исследований температурных полей по длине каталитического реактора представлены на рис.1.

Результаты опытов нанесены на расчетные кривые для различных коэффициентов избытка воздуха ( $\alpha$  изб.). Температуры по длине каталитического реактора замерялись по его оси, а в нескольких точках оценивался перепад температур в радиальном направлении каталитического реактора. Было установлено, что перепад не превышает  $60^{\circ}\text{C}$  при абсолютных температурах в зоне катализа порядка  $800^{\circ}\text{C}$ , что подтвердило допустимость осреднения температуры по поперечному сечению реактора.

Рис.1 иллюстрирует совпадение экспериментальных точек с расчетными кривыми и подтверждает правильность разработанной методики расчета температурных полей в каталитическом реакторе.

Исследования влияния коэффициента избытка воздуха на полноту окисления реагента проводились при коэффициентах избытка воздуха в пределах от 1,5 до 10. Из результатов исследований следует, что при коэффициентах избытка воздуха в пределах от 2,5 до 7 обеспечивается полное окисление реагента.

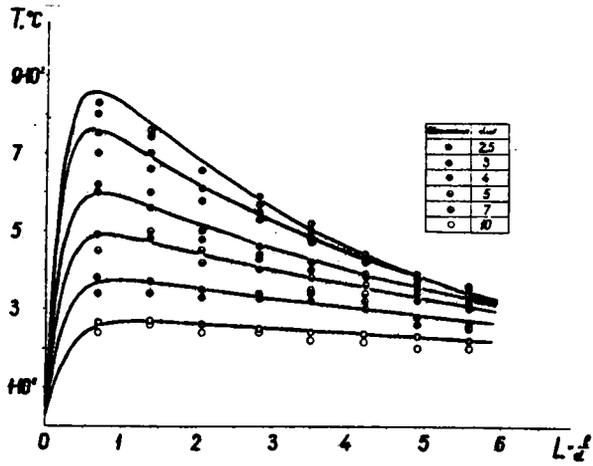


Рис. 1. Результаты экспериментальных исследований температурных полей по длине каталитического реактора.

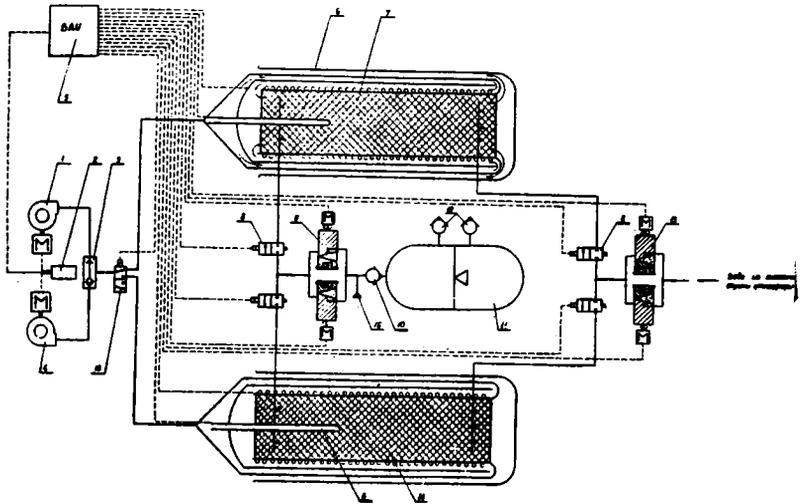


Рис. 2. Схема имитатора газообмена и тепло-влажновыделений человека.

Проведенные исследования по обеспечению теплового режима каталитического реактора без потребления энергии, а только за счет теплоты окисления реагента дали положительные результаты. Это позволило при эксплуатации обходиться без подвода дополнительной энергии после вывода реактора на расчетный режим работы.

На основании результатов исследований подачи и испарения компенсационной воды с помощью специального устройства, установленного в каталитическом реакторе, и подачи воды непосредственно в катализатор был сделан вывод о том, что способ подачи компенсационной воды непосредственно в катализатор является наиболее простым и удобным.

По результатам исследований удалось разработать представленную на рис.2 схему имитатора.

Воздух из гермоотсека подается вентилятором I через обратный клапан 3 и распределительное устройство I5 в каталитический реактор 7. Подача реагента в реактор обеспечивается дозатором 9 из бака II. Соленоидный клапан 8 служит для перекрытия магистрали в случае перехода на работу с дублирующим реактором. Вода для имитации влаговыделений экипажа подается дозатором I8 из системы осушки внутренней атмосферы гермоотсека. Надежность работы имитатора обеспечивается дублированием его основных агрегатов.

Результаты проведенных исследований позволили внедрить имитатор газообмена и тепло-влажновыделений в цикл наземных испытаний систем регенерации воздуха летательных аппаратов.

Приведенные данные могут служить исходными параметрами при разработке конструкций имитатора газообмена и тепло-влажновыделений человека как для наземных, так и для летных испытаний систем обеспечения жизнедеятельности.

### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1911-1912гг.). - В кн.: Пионеры ракетной техники. М., 1964, стр. 54-129.
  2. Г.И.Воронин. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах М., 1973.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
им.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

И.А.Меркулов

ПРЕТВОРЕНИЕ ИДЕЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
В ПЕРВЫХ СОВЕТСКИХ РАКЕТАХ

Величайшей заслугой К.Э.Циолковского в развитии космонавтики является то, что он научно доказал реальность полета на другие планеты. Великий ученый показал, какими научно-техническими средствами идеи космических полетов могут быть претворены в действительность.

К.Э.Циолковский осветил проблему космонавтики во всем ее многообразии, и среди множества исключительно важных задач он увидел то главное, определяющее, первоочередное, без чего невозможно осуществление космических полетов. Этим самым главным, стержневым, как показал К.Э.Циолковский, является жидкостная ракета.

На Чтениях К.Э.Циолковского уже освещалось развитие идей ученого в области выбора ракетного топлива /6-8/, методов охлаждения ЖРД /6, 17/, способов управления РДД /18/, было показано, что К.Э.Циолковский выдвинул и развил идею о применении ВРД для разгона космических ракет в период их движения в атмосфере /19/, отмечались заслуги К.Э.Циолковского и в развитии проблемы использования аэродинамической подъемной силы при движении ракет /20/.

Все эти идеи К.Э.Циолковского о различных типах летательных аппаратов и большое число его идей по устройству этих аппаратов и их двигателей были воплощены в конструкциях первых отечественных ракет. Отметим использование лишь некоторых из этих идей в первых отечественных ракетах и ЖРД.

Во всех первых ЖРД использовался один из предложенных К.Э.Циолковским способов охлаждения: емкостное охлаждение жидкостью (ОРМ-1), применение огнеупорных материалов (ОРМ-9, 02, 09), внешнее динамическое регенеративное охлаждение (02, 10, ОРМ-50, ОРМ-52)

ОРМ-65). В числе различных способов обеспечения жаропрочности ЖРД ученый рассмотрел вопрос об искусственном понижении температуры в камере сгорания /4, стр. 337/. Такой способ, как известно, рассматривался также в работах С.С.Неждановского, Р.Годдарда и Г.Оберта /17, стр. 170/. Он был реализован в конструкции ракеты TR-2, в камеру сгорания которой кроме горючего и окислителя для понижения температуры газов подавалась вода.

При разработке способа старта крылатых ракет были использованы идеи К.Э.Циолковского, который писал: "...Ракета еще на Земле должна приобрести некоторую скорость, чтобы сразу лететь горизонтально или наклонно восходящим путем" /2, стр. 309/. Рассмотрев различные способы старта, К.Э.Циолковский пришел к выводу: "Самый простой и дешевый в этом случае прием - ракетный, реактивный. Мы хотим сказать, что наша космическая ракета должна быть вложена или поставлена на другую земную, которая, не отрываясь от почвы, и сообщит ей желаемый разбег. Для земной ракеты нужен плоский прямолинейный наклонно восходящий путь" /2, стр. 309/.

Именно эти мысли К.Э.Циолковского положил в основу системы взлета крылатых ракет С.П.Королев, который следующими словами описывает их полет:

"Ракета с РД разбегалась и взлетала со специальной стартовой дорожки (рельсового пути), причем для облегчения взлета применялся дополнительный разгон с помощью пороховых ракет, остававшихся затем на земле. После отрыва ракета с РД набирала высоту в зависимости от имевшегося на борту ракеты запаса топлива, а по окончании работы РД она автоматически переводилась на режим планирования..." /9, стр. 556/.

К.Э.Циолковский еще в 1903 г. в своем классическом труде /1, стр.141/ выдвинул и развил идею применения гироскопических приборов для управления и стабилизации РЛА /18/, которая была претворена в жизнь при создании первых крылатых ракет (216, 212) с ЖРД и ряда баллистических ракет (РЛА-3, АНПР-5, 609/2).

К настоящему времени опубликовано много весьма интересных трудов по истории советской ракетной техники /II-14/. В них изложен богатый фактический материал и дан анализ развития ракетной техники в СССР. В настоящей работе ставится цель детальнее осветить один из вопросов развития ракетной техники - строи-

тельство ракет. При этом, поскольку создание ракет с двигателями, работающими на твердом топливе (РДТТ), представляет собой большую задачу, заслуживающую отдельного освещения, здесь будут рассматриваться только ракеты с ЖРД, ВРД и гибридными двигателями.

В печати уже подробно описаны построенные в ГИРДе первые советские жидкостные ракеты О9 и Ю. Публиковались описания и некоторых других ракет. Но в большинстве работ приводились данные ракет, спроектированных каким-либо одним конструктором или построенных в одной организации. В настоящей работе ставится задача показать, как широко развернулись в нашей стране с самого начала 30-х годов работы по созданию ракет.

Постройка ракет велась в ГИРДе, ГДЛ, ЛенГИРДе, РНИИ, Реактивной секции ЦК Осоавиахима, Отделе специальных конструкций завода "Авиахим", ИБ-7, НИИ ГВФ. При этом широкий фронт работ по постройке и испытанию ракет различных типов являлся результатом продуманной и обоснованной технической политики. Начальник ГИРДа С.П.Королев писал после первого запуска жидкостной ракеты в стенгазете ГИРДа: "Необходимо также возможно скорее освоить и выпустить в воздух другие типы ракет для того, чтобы всесторонне изучить и в достаточной степени овладеть техникой реактивного дела" /41/.

Описание ракет, над созданием которых работали советские конструкторы в первый период развития ракетостроения, и анализ результатов этой работы заслуживают дальнейшего углубленного исследования. В сводной таблице мы приводим основные данные всех ракет, построенных в СССР в 30-х годах. В дальнейшем предполагается показать, до какой стадии испытаний была доведена каждая ракета.

Главными задачами, на решении которых сосредоточили свое внимание конструкторы первых ракет, были создание надежно работающего двигателя и обеспечение устойчивости полета ракет. Большая часть всех усилий была посвящена испытаниям и доводке ЖРД. Это была основная и самая трудоемкая работа, выполняемая ракетостроителями в те годы. Она проводилась на стендах. И поэтому постройка стендов для огневых испытаний ЖРД и совершенствование их оборудования являлись одной из первоочередных работ всех организаций, создававших ракеты. Исследование вопросов устойчивости движения ракет требовало летных испытаний. Проводились весьма обстоятельные теоретические исследования, велись продувки ракет в аэродина-

мических трубах, но окончательное заключение об устойчивости ракеты мог дать только летный эксперимент. Поэтому конструкторы вместе с отработкой двигателей на стендах стремились испытать ракеты в воздухе.

С первых дней развития советского ракетостроения уделялось большое внимание "весовой культуре" разрабатываемых конструкций. Мы до сих пор помним, как М.К.Тихонравов учил нас, говоря: "Мы должны быть педларами в своей работе".

Первой в мире государственной научной организацией по ракетной технике космического направления явилось, как известно, подразделение по разработке электрических и жидкостных ракетных двигателей и ракет, организованное в Газодинамической лаборатории (ГДЛ) по инициативе В.П.Глушко 15 мая 1929 года /6/.

В 1932 г. в ГДЛ был разработан проект ракеты конструкции В.П.Глушко РДА-100 с расчетной высотой подъема 100 км. Ее стартовый вес составлял 400 кг. Укрепленный на кардане азотнокислотный ЖРД должен был развивать тягу 3000 кг при работе в течение 20 сек. Изготовление трех комплектов ракеты РДА-100 было начато на Машиностроительном заводе, но не было завершено /12, стр.19/.

В 1933 г. в ГДЛ были разработаны и изготовлены экспериментальные ракеты РДА-1 и РДА-2 для вертикального полета на высоту 2-4 км со стартового стола без направляющего станка. Была спроектирована и начала изготавливаться управляемая ракета РДА-3. В ее корпусе помещался приборный отсек с двумя гироскопическими приборами, управлявшими с помощью пневматических сервоприводов и механических тяг двумя парами воздушных рулей, размещенных в хвостовом оперении /12, стр. 19/.

В сентябре 1931 г. в системе ЦС Осоавиахима СССР была организована Группа изучения реактивного движения (ГИРД).

В ГИРДе было разработано 5 жидкостных ракет: 07 /21/, 09 /22/ и 05 /23/ - конструкции М.К.Тихонравова, 10 /24/ - конструкции Ф.А.Цандера и крылатая ракета 06 /25/ - конструкции С.П.Королева. Технические данные этих ракет уже подробно излагались на Чтениях К.Э.Цюлковского /7-8/.

Анализ первых работ в области жидкостного ракетостроения позволяет выявить некоторое различие в программах работ ГДЛ и ГИРДа.

## РАКЕТЫ, ПОСТРОЕННЫЕ В СССР В 30-х ГОДАХ

Организация	Конструктор ракеты:	Индекс	Год постройки	Вес, кг
Г И Р Д	Тихонравов М.К.	09	1933	19
Г И Р Д	Цандер Ф.А.	10(ГИРД-Х)	1933	29,5
Г Д Л	Глушко В.П.	РЛА-1	1933	80
ГИРД - РНИИ	Королев С.П.	06, крылатая	1934	30
ГДЛ - РНИИ	Глушко В.П.	РЛА-2-22	1934	84
ГИРД - РНИИ	Тихонравов М.К.	07	1934	35
ГИРД - ГДЛ- РНИИ	Тихонравов М.К.	05	1934	97
ЛенГИРД - Реактивная секция Ленсовета ОАХ	Разумов В.В.	"ЛенГИРД"	1934	90
Реактивная секция ЦС ОАХ	Полярный А.И.	"Осоавиахим"	1935	10
КБ-7	Полярный А.И.	"Осоавиахим"- -Р-06	1937	10
КБ-7	Полярный А.И.	Р-06/Г	1937	8,9
РНИИ	Щетников Е.С.	06/Ш-216, крылатая	1936	80
РНИИ	Королев С.П.	212, крылатая	1936	210
РНИИ	Королев С.П.	РБД-01	1936	34
РНИИ	Тихонравов М.К.	"Авиавнито"	1936	97
РНИИ	Королев С.П.	609/1	1937	26
РНИИ	Королев С.П.	609/2	1937	34,8
КБ - 7	КБ - 7	Р-03	1937	34
Реактивная секция ЦС ОАХ - НИИ ГВФ	Нистратов А.Ф. Меркулов И.А.	ТР-2	1937	15
РНИИ	Королев С.П.	301, крылатая	1938	200
Реактивная секция ЦС ОАХ-ОСК з-да "Авиахим"	Меркулов И.А.	ВР-3, - двух- ступенчатая	1938	I - 3,8 II - 4,5
КБ-7	Полярный А.И.	АНИР-5	1938	9,3
КБ-7	Полярный А.И.	Р-04	1938	25
КБ-7	Полярный А.И.	Р-05, двух- ступенчатая	1939	I - 14 II - 55
РНИИ	Душкин Л.С.	РДД - 604	1939	184
РНИИ	Душкин Л.С.	РАС - 521	1939	200

Вес гол- лива, кг	Высота: мм	Диаметр: мм	Конструктор двигателя	Тип двигателя	Топливо	Тяга, кг	Кол-во ракет
6,3	2400	180	Тихонравов М.К.	09 гмбрид.	O <sub>2</sub> и стуж. бензин	52	9
8,3	2200	140	Цандер Ф.А.	10	O <sub>2</sub> и спирт	70	1
17,5	1880	195	Глушко В.П.	ОРМ-52	АК и керосин	300	1
	2300		Тихонравов М.К.	09	O <sub>2</sub> и стуж. бензин	50	2
18	1880	195	Глушко В.П.	ОРМ-52	АК и керосин	300	2
10	2000		Цандер Ф.А.	02	O <sub>2</sub> и спирт	85	2
22,7	3220	300	Глушко В.П.	ОРМ-50	АК и керосин	150	2
22,7	2565	350	Штерн А.Н.	ЛРД-Д1	O <sub>2</sub> и бензин	200	1
2,4	1700	126	Полярный А.И.	Р-1	O <sub>2</sub> и спирт	40	1
2,4	1700	126	Полярный А.И.	М-9	O <sub>2</sub> и спирт	40	9
2,4	1220	126	Полярный А.И.	М-9	O <sub>2</sub> и спирт	42,5	1
12	2300		Цандер Ф.А.	02	O <sub>2</sub> и спирт	100	4
30	3160	300	Глушко В.П.	ОРМ-65	АК и керосин	150	4
11,6	2420	180	Цандер Ф.А.	02	O <sub>2</sub> и спирт	81,5	1
32,6	3255	300	Душкин Л.С.	12к	O <sub>2</sub> и спирт	300	2
8,6	2180	180	Душкин Л.С.	205	O <sub>2</sub> и спирт	100	2
8,6	2750	180	Душкин Л.С.	205	O <sub>2</sub> и спирт	100	2
12,5	2600	200	Полярный А.И.	М-3	O <sub>2</sub> и спирт	120	10
8	1700	150	Нестратов А.Ф. Меркулов И.А.		O <sub>2</sub> , спирт и вода	200	1
70	3200	300	Глушко В.П.	ОРМ-65	АК и керосин	150	4
1,4	400	82	РНИИ	РДТТ	ПТП	118	
2,2	700	121	Меркулов И.А.	ПВРД	М <sub>2</sub> , Ас и орг. связ.	40	16
2,4	1285	126	Полярный А.И.	М-9	O <sub>2</sub> и спирт	40	6
9	1100	160	Полярный А.И.	М-23	O <sub>2</sub> и спирт	45	1
6				М-16	ПТП	1500	
30	2250	200	Полярный А.И.	М-29е	O <sub>2</sub> и спирт	175	1
15+44	3120	203	Душкин Л.С.	КРД-600	ПТП	4500	38
15+41	3000	203	Душкин Л.С.	КРД-600	АК и керосин	1278	
					ПТП	4500	
					АК и керосин	1278	5

В ГДЛ основные усилия были направлены на создание ЖРД. При этом первые несколько десятков типов двигателей разрабатывались с целью повышения их эффективности, надежности, ресурса безотносительно какого-либо РЛА. И эта работа дала, как известно, весьма высокие результаты. Постройка жидкостных ракет в ГДЛ началась только после создания достаточно надежных ЖРД.

В ГИРДе проектировались летательные аппараты в целом и все ЖРД являлись частью какого-либо конкретного РЛА. Все они предназначались для той или иной ракеты или ракетоплана. Работа над двигателем и в ГИРДе считалась главной. Об этом с предельной ясностью писал С.П.Королев в своей книге "Ракетный полет в стратосфере", в которой нашел отражение опыт работы ГИРДа: "...Для успеха дела нужен в первую очередь надежный и высококачественный по своим данным ракетный мотор". И далее: "В центре внимания - ракетный мотор!" /10, стр. 451/. Однако после этого категорического вывода С.П.Королев писал:

"Значит ли это, что всеми остальными сопутствующими вопросами не следует заниматься? Конечно, нет. Ими заниматься следует и нужно. И такие вопросы, как, например, достижение устойчивого полета, рациональная система управления РЛА, приспособление для взлета, контрольные и измерительные приборы... и многие другие, надо разрешать" /10, стр. 451/.

31 октября 1933 г. в СССР был создан первый в мире Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ). В РНИИ были продолжены работы по созданным в ГИРДе ракетам 09 (13) /26/, 07 /21/, 05 /27/, 06 /25/ и построенной в ГДЛ ракете РЛА-2 /28/.

Затем под руководством С.П.Королева были построены 3 типа жидкостных баллистических ракет РБД-1, 609/1 и 609/П. Все эти ракеты имели такую же аэродинамическую форму, как ракета 09 и такой же диаметр корпуса. Ракета 609/П имела гироскопический автопилот с приводом на воздушные рули /29/.

Коллектив РНИИ разработал 3 типа крылатых ракет с ЖРД: 216 /30/, 212 /31/ и 301 /9/, /15/ и две крылатые ракеты с РДТТ (48 и 217) /9/.

В постройке и испытании крылатых ракет принимали участие многие видные специалисты. В обзоре работ по крылатым ракетам, проводившихся в 1932-38 гг., который был составлен и подписан С.П.Ко-

ролевым 10 апреля 1944 г., говорилось: "Работы по крылатым ракетам производились под руководством инженера С.П.Королева. Ведущими инженерами работали: по пороховым ракетам - инженер М.П.Дряггов, ...по жидкостным ракетам - инженер Е.С.Щетников..., по автоматике - инженер С.А.Пивоваров; по устойчивости - инженер Б.В.Раушенбах..." /9, стр. 551-552/.

Ракета 216 конструкции Е.С.Щетникова представляла собой развитие ракеты 06 и в ряде документов именовалась объектом 06/Ш. Она имела крылья площадью  $1,5 \text{ м}^2$  и размахом 3,0 м. Расчетная дальность полета - 15 км. Крылатая ракета 212 конструкции С.П.Королева с двигателем ОРМ-65 конструкции В.П.Глушко была снабжена автоматическими системами пуска, стабилизации и автономного управления конструкции С.А.Пивоварова. Она имела крылья площадью  $1,7 \text{ м}^2$  и размахом 3060 мм, поднимала 30 кг полезного груза и предназначалась для полета на 50 км /15; 24/.

Крылатая ракета 301 предназначалась для пусков с самолетов на расстояние 10 км. Ее крылья имели площадь  $1,2 \text{ м}^2$  и размах 2,2 м.

В РНИИ были разработаны и успешно испытаны в полете ракеты РДД-604 и РАС-521 конструкции Л.С.Душкина. Они явились наиболее совершенными образцами жидкостных ракет, созданных и испытанных в СССР до конца 1940 г. /32/, /33/.

Эти ракеты имели комбинированный двигатель КРД-600. Он представлял собой ЖРД, в камеру которого закладывались шашки пироксилинового пороха. При включении двигателя сначала сгорало твердое топливо. К концу его горения в камеру начинали поступать азотная кислота и керосин и двигатель переходил с режима РДТТ на режим ЖРД. При сгорании пороха двигатель развивал суммарный импульс 3300 кг.сек. Максимальная тяга равнялась 3850 кг. На режиме ЖРД двигатель развивал тягу до 1278 кг. Его средняя тяга составляла 905 кг, удельный импульс достигал 220 сек /32/.

Ракеты РДД-604 несли полезный груз до 30 кг. Их топливные баки были выполнены в виде двух цилиндров, расположенных один в другом. Во внутреннем помещался керосин (8 кг), а во внешнем - азотная кислота (36 кг). Подача компонентов топлива в камеру осуществлялась с помощью ПАДа. Ракеты запускались под углом  $55^\circ$  к

горизонту с помощью станка, направляющие которого имели длину 8,5 м. /33/.

Ракета 521 предназначалась для старта с самолета. Ее конструкция была аналогична конструкции ракеты 604. Отличие заключалось лишь в том, что она несла больший полезный груз, из-за чего имела несколько больший вес, а запасы топлива для ЖРД были уменьшены, вследствие чего время работы двигателя сократилось до 9 сек и длина баков и всей ракеты была уменьшена. Расчетная дальность ее полета составляла 20 км.

В начале 30-х годов в Ленинграде параллельно с ГДЛ работала общественная научная организация - ЛенГИРД. Коллектив ЛенГИРДа построил и испытал в полете ряд пороховых ракет конструкции В.В.Разумова с РДТТ конструкции В.А.Артемьева и спроектировал жидкостную ракету конструкции В.В.Разумова с ротационным ЖРД конструкции А.Н.Штерна, работающим на жидком кислороде и бензине /34/.

В январе 1934 г. в системе ЦС Осоавиахима была организована Реактивная секция. В других городах СССР местные ГИРДы были реорганизованы в Реактивные секции (или группы) при областных советах Осоавиахима.

Ленинградская Реактивная группа завершила начатую ЛенГИРДом постройку жидкостной ракеты В.В.Разумова.

В Москве в Реактивной секции ЦС Осоавиахима СССР было спроектировано 6 ракет. Три из них были построены. Это ракета конструкции А.И.Полярного с кислородно-спиртовым ЖРД, имевшая первоначально индекс Р-1, а затем получившая наименование "Осоавиахим"; ракета конструкции А.Ф.Нистратова и И.А.Меркулова (Р-2) с ЖРД, работавшем на трехкомпонентном топливе (жидкий кислород, спирт, вода), именовавшаяся трехкомпонентной ракетой - ТР-2 и ракета с ВРД (Р-3) конструкции И.А.Меркулова, называвшаяся воздушно-реактивной - ВР-3. Топливо для ВРД состояло из магниевого и алюминиевого порошков и органического коллоксилового связующего. Интересные проекты жидкостных ракет, разработанные Е.С.Параевым и В.Н.Прокофьевым, к сожалению, не были реализованы. Шестым был проект трехступенчатой ракеты с РДТТ на всех ступенях, разработанный А.Ф.Нистратовым и получивший высокую оценку профессора В.П.Ветчинкина /35, стр. 59-60/.

Реактивная секция ЦС Осоавиахима представляла собой общественную научную организацию и не имела своей производственной базы. Поэтому проектные разработки секции, представлявшие интерес, передавались для дальнейшего развития в промышленность. В 1936 г. бригада, руководимая А.И.Полярным, в полном составе перешла во вновь организуемое КБ-7. Начальником КБ-7 был Л.К.Корнеев, а его заместителем и, по существу, главным конструктором работал А.И.Полярный. Ведущие специалисты его бригады С.И.Козлов и Э.П.Шептицкий возглавили ответственные участки работы КБ-7.

КБ-7 продолжило работы над ракетой "Осоавиахим", которая сохраняла там свое наименование (она значилась также под индексом Р-06). Эта ракета была первой советской ракетой с ЖРД, прошедшей официальные испытания (25 августа 1937 г.) /36/.

В КБ-7 были построены жидкостные ракеты еще 5 типов. Все они имели кислородно-спиртовые ЖРД. Проектирование одной из них - Р-03 начал Л.К.Корнеев еще до создания КБ-7. Коллектив бюро под руководством А.И.Полярного детально разработал проект этой ракеты, построил ее (в количестве 10 экз.) и испытал в апреле 1937 г. вместе с ракетой Р-06 /16, стр. 131-134/, /36/, /38/.

В целях поиска способов обеспечения устойчивости ракет в полете в КБ-7 были построены жидкостные ракеты Р-04 и АНИР-5, пороховая ракета Р-07м /16, стр. 135-137/.

Объект Р-04 представлял собой вращающуюся ракету. Она должна была раскручиваться в пусковом станке до 2000 об/мин. Кроме того, для дополнительного раскручивания в полете в ее носовой части устанавливались четыре пороховых шашки.

В 1938 г. в КБ-7 изготовили 6 ракет АНИР-5. Для повышения устойчивости в полете на них по предложению П.И.Иванова были установлены гироскопы, жестко связанные с корпусом ракеты. Исследование движения ракет с гироскопами консультировал академик А.Н.Крылов. По своей конструкции ракета АНИР-5, как пишет ее конструктор А.И.Полярный, "...представляла собой ракету Р-06, в которой был смонтирован гироскоп и соответствующим образом изменены стабилизаторы... Перед стартом гироскоп раскручивался на 19 тыс. об/мин..." /16, стр. 137/ /37/.

В КБ-7 разрабатывались еще два проекта экспериментальных жидкостных ракет АНИР-6 и ЭНИР-7, предназначавшихся для исследо-

вания вопросов устойчивости движения ракет.

На основе накопленного опыта по созданию спирто-кислородных ЖРД и одноступенчатых ракет коллектив КБ-7 приступил к разработке нескольких двухступенчатых ракет.

Интересной была ракета Р-05, разработанная для достижения высоты 50 км. Ее устойчивость в полете предполагалось обеспечить увеличением скорости вылета из станка до 40-50 м/сек путем применения двух стартовых РДТТ с суммарным импульсом 1250 кг.сек /39/. Ракета Р-05 предназначалась для Геофизического института АН СССР, директор которого академик О.Д.Шмидт проявлял к ней большой интерес и участвовал в обсуждении ее параметров и приборного оборудования /16, стр.140/. Затем в КБ-7 были спроектированы двухступенчатая ракета Р-05г, близкая по конструкции к ракете Р-05, и двухступенчатая ракета Р-10 с ЖРД на обеих ступенях. Первая ступень Р-10 должна была иметь стартовый вес 88 кг. Ее спирто-кислородный ЖРД имел тягу 160 кг при продолжительности работы 60 сек. В качестве второй ступени предполагалось использовать ракету Р-06, установив на ней комбинированный двигатель, который около 3 сек. работал на порохе и 24 сек. на жидком топливе. Расчетная высота полета ракеты Р-10 составляла 100 км /40/.

Таким образом, в первые годы развития отечественного ракетостроения идеи К.Э.Циолковского о многоступенчатых ракетах были претворены в 5 проектах. Три из спроектированных ракет были построены и прошли стендовые испытания. Одна из них (ВР-3) совершила успешные полеты.

Еще одним коллективом, в котором велась постройка и испытание ракет, был Отдел специальных конструкций завода "Авиахим", руководимый А.Я.Щербаковым. ОСК был организован для разработки ряда интересных изобретений в области высотной авиации, сделанных в Реактивной группе Харьковского Совета Осоавиахима. В 1937 г. в ОСК перешли из Реактивной секции ЦС Осоавиахима работы по авиационным ПВРД и ракетам с воздушно-реактивными двигателями (ВР-3). Здесь ракеты с ВРД в 1938 г. были построены и в 1939 г. испытаны в полете.

Внес свой вклад в строительство ракет и НИИ ГВФ. В этом институте была построена жидкостная ракета, работающая на трехкомпонентном топливе (ТР-2).

Приведенный здесь краткий перечень творческих коллективов, которые участвовали в создании ракет, говорит о том широком размахе, который приобрели в 30-х годах в СССР работы по претворению в жизнь идей К.Э.Циолковского о создании жидкостных ракет.

#### Литература и источники

1. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1903). - Избранные труды. М., 1962, стр. 136-166.
2. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1926). - Там же, стр. 242-327.
3. К.Э.Циолковский. Космический корабль. - Там же, стр. 220-241.
4. К.Э.Циолковский. Космическая ракета. Опытная подготовка. - Там же, стр. 328-342.
5. М.К.Тихонравов. Из истории создания первых советских ракет на жидком топливе. - В кн.: Из истории astronautики и ракетной техники. М., 1970, стр. 154-161.
6. Н.В.Иванов. Первая советская организация по ракетной технике. - В кн.: Идеи Циолковского и проблемы космонавтики. М., 1974, стр. 67-72.
7. М.К.Тихонравов, Ю.В.Бирюков. Претворение идей К.Э.Циолковского в работах ГИРДа. - Там же, стр. 58-66.
8. Ю.В.Бирюков. К.Э.Циолковский и первые шаги советского ракетостроения. - Там же, стр. 73-79.
9. С.П.Королев. Крылатые ракеты. - В кн.: Пионеры ракетной техники. Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов. М., 1972, стр. 551-564.
10. С.П.Королев. Ракетный полет в стратосфере. - Там же, стр. 381-451.
11. В.П.Глушко. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. М., 1973.
12. В.П.Глушко. Ракетные двигатели ГДЛ - ОКБ. М., 1975.
13. В.Н.Сокольский. Основные направления развития ракетной техники (до конца второй мировой войны). Доклад на XXII Конгрессе МАФ, 1971.
14. Е.К.Мошкин. Развитие отечественного ракетного двигателестроения. М., 1978.

- 15.Б.С.Щетинков. Развитие крылатых ракетных аппаратов в СССР в 1930-1939 гг. - В кн.: Из истории авиации и ракетной техники. М., 1970, стр. 179-193.
- 16.А.И.Полярный. О некоторых работах по ракетной технике в СССР в период 1931-1938 гг. - Там же, стр. 122-144.
- 17.Г.М.Салахутдинов. Идеи по охлаждению ЖРД в трудах основоположников ракетной техники до 30-х годов XX в. - "Труды IX Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1975, стр. 169-178.
- 18.П.Ф.Ларченко. Элементы инерциальной системы управления в работах К.Э.Циолковского. - "Труды УШ Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1974, стр. 117-127.
- 19.И.А.Меркулов. К.Э.Циолковский - основоположник идей о применении ВРД на ракетах. - "Труды IV Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1972, стр. 36-47.
- 20.И.А.Меркулов. Идеи К.Э.Циолковского об использовании аэродинамических сил при полете ракет в атмосфере. "Труды V Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1971, стр. 28-36.
- 21.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д.51.
- 22.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д.50.
- 23.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д.8.
- 24.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д.49.
- 25.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д. 79.
- 26.Архив АН СССР, разр. 4, оп.14, д. 53.
- 27.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д.57.
- 28.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д.72.
- 29.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д.56.
- 30.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д. 81, д. 84.
- 31.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д.82, д.84, д.86.
- 32.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д. 71.
- 33.Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д. 75.
- 34.В.В.Разумов. Из истории Ленинградской группы изучения реактивного движения (ЛенГИРД). - В сб.: Из истории авиации и космонавтики. М., 1964, вып1, стр.23-42.

35. Техническая справка о деятельности Реактивной секции ЦС Осоавиахима 1934-1938 г. Архив Центрального Дома авиации и космонавтики им.М.В.Фрунзе.
  36. Архив АН СССР, разр. 4, оп.14, д.61.
  37. Архив АН СССР, разр.4, оп.14, д. 65.
  38. Архив АН СССР, разр. 4, оп.14, д. 59.
  - 39.Архив АН СССР, разр. 4, оп. 14, д. 62, д. 68, д. 64, д. 69.
  - 40.Архив АН СССР, разр. 4, оп. 14, д.66.
  - 41.Стенгазета ГИРД "Ракета", 1933, № 8. Архив Группы ветеранов ракетной техники СНОМЕТ АН СССР.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

В.И.Прищела, Ю.А.Братенков, И.Е.Школьников

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ  
ПЕРВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

В трудах, посвященных проблеме космического полета, К.Э.Циолковский определил в качестве первоочередной задачи создание эффективного ЖРД. Параметры и устройство двигателей реальных космических ракет не соответствуют строго расчетам и схемам ученого<sup>х)</sup>. Тем не менее космический полет стал возможным благодаря тому, что были созданы мощные экономичные двигатели, обеспечившие в условиях общего прогресса ракетостроения энергетические потребности космического полета.

Приоритет в создании двигателей для первой космической ракеты принадлежит, как известно, советской организации ГДЛ-ОКБ. В 1946 г. она приступила к разработке первых в СССР мощных ЖРД, которые работали на топливе: кислород - водный раствор этилового спирта, и развивали тягу в десятки тонн. Двигатели этого типа были однокамерными, с турбонасосной подачей топлива. К середине 50-х гг. они были значительно усовершенствованы за счет увеличения концентрации горючего, форсирования рабочих параметров, улучшения системы газогенерации рабочего тела турбины, улучшения компоновки и других мероприятий /1, стр.20, 27; 2, стр.27/. Несмотря на это указанные двигатели при существовавшем уровне развития ракет-носителей не могли обеспечить полет в космос.

Этот факт не был неожиданным, поскольку работы над кислородно-спиртовыми двигателями были вынужденными. Уже в самом их на-

х) Этот вопрос рассматривается в работе /5/.

чала в ГДЛ-ОКБ представляли ограниченные возможности указанных ЖРД, связанные с малой калорийностью топлива, неэффективным его использованием и весовым несовершенством двигателя. В связи с этим в ГДЛ-ОКБ были начаты исследовательские работы, которые должны были открыть возможность создания конструкций, обеспечивающих решение качественно новых задач. Эти исследования велись по нескольким направлениям и проводились одновременно с освоением первого мощного ЖРД.

Было очевидно, что конструкция камеры, использовавшаяся в первых мощных ЖРД, не сможет обеспечить развитие ЖРД в течение длительного периода времени. Корпус указанной камеры, рассчитанной на применение регенеративного и внутреннего охлаждения, был выполнен из двух стенок - огневой стенки и рубашки, соединенных между собой при помощи сварки через немногочисленные кольца жесткости и пояса завесы. Из соображений прочности стенки приходилось делать толстыми, и камера получалась тяжелой. Кроме того, в этой камере при использовании более калорийного топлива или увеличении давления требования прочности вступали в противоречие с требованиями охлаждения (поскольку для снятия увеличивающихся тепловых потоков огневую стенку необходимо утоньшать).

Выход из указанной ситуации следовало искать в конструкции камеры, основанной на принципиально новых идеях, и в ГДЛ-ОКБ была предложена, разработана и внедрена конструкция камеры с частой связью между стенками, осуществляемой при помощи пайки через выфрезерованные на огневой стенке ребра либо промежуточную гофрированную стенку (проставку) /2, стр.27/. Смесительная головка этой камеры содержит сварной корпус с впаянными в него форсунками. Камера разделена технологически на несколько узлов: смесительную головку и ряд участков корпуса, соединенных кольцевыми сварными швами, выполняемыми в заключительной фазе технологического процесса. Благодаря наличию частых связей в корпусе камеры огневая стенка может выполняться довольно тонкой из относительно непрочных высокотеплопроводных медных сплавов. Рубашка, воспринимающая давление газов, изготавливается из высокопрочных легированных сталей, гофрированная проставка - из медных сплавов либо малоуглеродистых сталей, отличающихся хорошей штампуемостью. Описанная конструкция представлена на рис.1.

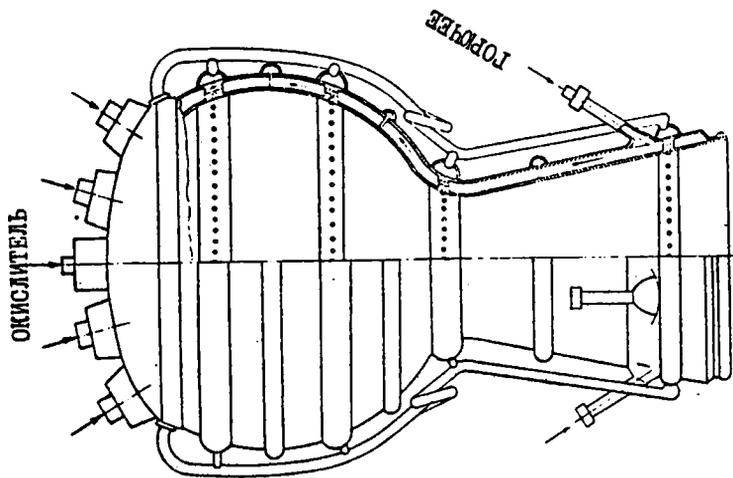


РИС.2. КОНСТРУКЦИЯ КАМЕРЫ  
ЖРД А-4 (ПО /7, ТАБЛ.9/)

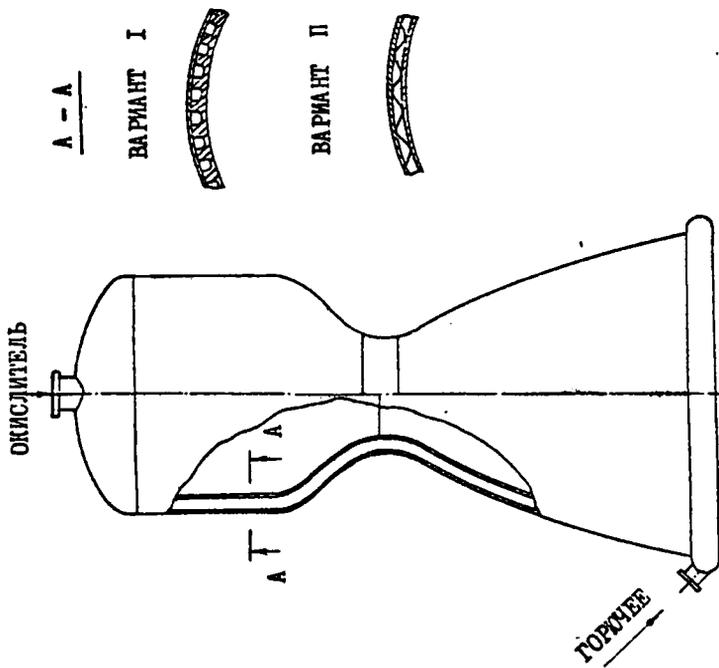


РИС.1. КОНСТРУКЦИЯ КАМЕРЫ ПЛАННО - СВАРНОГО ТИПА,  
ПРЕДЛОЖЕННАЯ В ГДЛ-ОКБ (ПО /3, СТР. 12/)

С разработкой паяно-сварных камер появилась возможность значительного увеличения давления рабочих газов в ЖРД и использования высокоэффективных ракетных топлив при заметном снижении удельной массы двигателя. Это явилось первостепенным фактором, обеспечившим не только создание космических ЖРД, но и их последующее развитие. Оригинальность и техническая новизна паяно-сварной камеры наглядно иллюстрируются ее сопоставлением с приведенной на рис.2 камерой немецкого ЖРД А-4, создание которого было большим техническим достижением своего времени.

Архивные материалы (например, /6/) свидетельствуют о том, что идея паяно-сварных камер возникла в ГДЛ-ОКБ еще до 1948 г., что указывает на преимущество конструкции паяно-сварных камер по отношению к конструкциям, созданным в ГДЛ-ОКБ до начала работ в области мощных ЖРД. В двигателях ГДЛ-ОКБ, развивавших тягу в сотни кг, широко применялись камеры с гладкой наружной и ребренной внутренней стенками, между которыми протекал охлаждающий компонент. Однако между стенками не было жесткой связи, а ребра на огневой стенке представляли собой многозаходную резьбу, выполнявшуюся токарной обработкой (рис.3).

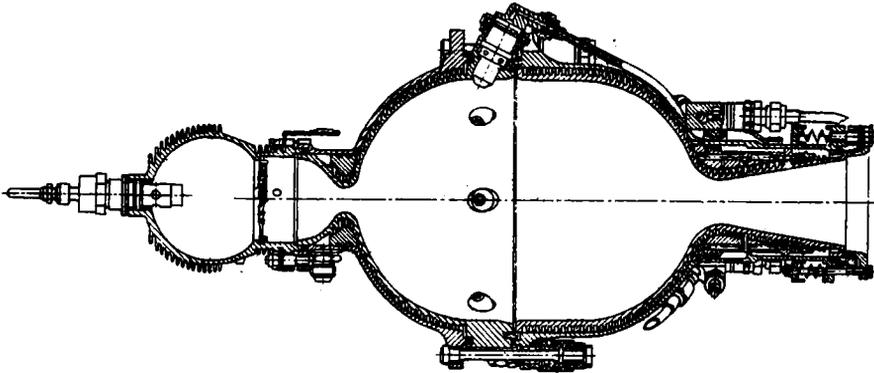


РИС. 3. ОДИН ИЗ ВАРИАНТОВ КАМЕРЫ ЖРД РД-1 КОНСТРУКЦИИ ГДЛ-ОКБ (1944г.) /4, СТР.220/

Такие камеры были трудны в производстве и относительно тяжелы, однако эффективны и надежны в работе. В процессе многолетних усовершенствований ресурс камер в ГДЛ-ОКБ был доведен до величины, превышавшей 1 час при неограниченном количестве пусков. На топливе азотная кислота - керосин при рабочем давлении газов около 25 ата серийные камеры развивали у земли удельный импульс до 200 сек. /2, стр.25/.

Конструкция рассматриваемых камер сложилась под влиянием уровня знаний в области теплопередачи и прочностных расчетов, а также имевшегося производственного оборудования. При масштабном увеличении таких камер до размеров, рассчитанных на тягу в десятки тонн, они определенно оказались бы неработоспособными, даже если бы их удалось изготовить. Попытки выхода из этой ситуации могли привести к отказу от использования оребрения огневой стенки и введению связей между стенками, выполняемых при помощи сварки (т.е. к развитию конструкции камеры, известной по первым мощным ИРД), что оказалось бы неблагоприятным для развития ракетных двигателей и реализации идеи полета в космос.

Создание камер новой конструкции потребовало от ГДЛ-ОКБ проведения обширных научно-исследовательских работ (с привлечением специализированных НИИ) в области технологии пайки слоистых конструкций из однородных и разнородных материалов. В результате была разработана вакуумная пайка узлов камеры в нейтральной защитной среде (азот). Для получения качественных паяных соединений экспериментальным производством ГДЛ-ОКБ были спроектированы, изготовлены и пущены в эксплуатацию специальные электропечи-сопротивления, обеспечивающие высокую скорость нагрева, малое падение температуры в процессе загрузки узлов и постоянную температуру в процессе пайки.

Первые камеры паяно-сварной конструкции были спроектированы для работы на кислородно-керосиновом топливе. В качестве конструкционного материала для огневой стенки этих камер, чрезвычайно напряженных в тепловом отношении, была выбрана красная медь, отличающаяся высокой теплопроводностью. В ходе дальнейших работ потребовался новый материал, сочетающий указанное качество с жаропрочностью. Одним из НИИ было рекомендовано использовать не применявшуюся в отечественном машиностроении хромистую бронзу

с 2%-ным содержанием хрома. Однако большое число дефектов металлургического происхождения, отрицательно сказывавшихся на качестве технологического процесса, привело к необходимости изменения состава сплава в сторону значительного снижения содержания хрома. В итоге был создан сплав с уникальным сочетанием теплофизических, прочностных и технологических свойств.

В процессе разработки конструкции паяно-сварной камеры ЖРД в ГДЛ-ОКБ был осуществлен переход на новые сорта нержавеющей и высокопрочных легированных сталей. Была освоена прогрессивная для того времени роликовая автоматическая сварка под флюсом плавящимися и неплавящимися электродами. Для соединения высокопрочных легированных сталей с медными сплавами был разработан новый припой на серебряно-медной основе, обеспечивающий высокую жаропрочность паяного соединения.

Первая полноразмерная камера паяно-сварного типа для мощного кислородно-керосинового ЖРД была изготовлена в ГДЛ-ОКБ в 1951 г. К этому времени были проведены многочисленные огневые испытания экспериментальных камер, рассчитанных на тягу 7 т при давлении в камере сгорания 60 ата, начавшиеся в середине 1949 г. /6, стр. 79/ и имевшие целью отработку технологического процесса, а также процессов охлаждения и смесеобразования. Параллельно на экспериментальной камере тягой 50 кг испытывались перспективные ракетные топлива. Конструкция таких камер предусматривала возможность замены различных элементов. Кроме этих камер были созданы модельные установки для гидравлического исследования характерных участков нового охлаждающего тракта. В итоге была всесторонне проверена работоспособность новой камеры и подтверждена правильность выбора жидкого кислорода и керосина в качестве основных компонентов топлива, рассчитанных на применение в ближайшие годы. Ранее им было отдано предпочтение на том основании, что они позволяли получить наибольшую расчетную дальность для мощных ракет-носителей.

Проведенные к 1954 г. исследования и накопленный опыт изготовления полноразмерных камер паяно-сварной конструкции послужили ГДЛ-ОКБ гарантией успеха при разработке двигателей РД-107 и РД-108, обеспечивших полет первой космической ракеты. Двигатель РД-108 использовался в центральном блоке ракеты. В четырех боковых блоках применялись двигатели РД-107.

Высокие параметры рабочего процесса первых серийных ЖРД с паяно-сварными камерами определили направление развития мощных отечественных ЖРД на протяжении длительного периода времени.

В числе основных вопросов, решавшихся при создании двигателей РД-107 и РД-108, был вопрос выбора принципиальной конструктивной схемы ЖРД, устанавливающей количество основных агрегатов двигателя (камер и ТНА) и их взаимосвязь. Необходимость создания надежно работающих ЖРД большой тяги, характеризующихся чрезвычайно напряженным рабочим процессом, определила в условиях ограниченных сроков, отведенных на разработку, выбор конструктивной схемы, предусматривающей несколько камер (в данном случае четырех) с общей системой питания — от одного ТНА (рис.4). Выбором многокамерной схемы существенно упрощались вопросы изготовления и отработки (включая проблему высокочастотной неустойчивости) столь ответственного агрегата как камера, в связи с меньшими ее размерами. Кроме того, достигалось более рациональное использование хвостового отсека ракеты, обеспечивались лучшие весовые и габаритные параметры ракеты. При этом, однако, предстояло обеспечить синхронный запуск камер, их надежную совместную работу, а также гарантировать заданное направление вектора тяги двигателя.

Высокие характеристики рассматриваемых ЖРД были во многом достигнуты благодаря созданию компактного, относительно легкого ТНА, характеризующегося высокими показателями экономичности насосов и турбины и способного работать при достаточно низких давлениях компонентов топлива, поступающих из баков ракеты. Выбор многокамерной схемы, естественно, не облегчил задачу создания такого ТНА, развивающего примерно в 10 раз большую мощность по сравнению с ТНА первого мощного ЖРД при весе, большем всего в 1,5 раза.

Разработка ЖРД РД-107 и РД-108 была сопряжена с решением как чисто "двигательных" вопросов, так и вопросов, связанных с проблемой общего усовершенствования ракет-носителей. Один из таких вопросов состоял в обеспечении управления вектором тяги двигательной установки. Для выполнения этой функции в конструкции ЖРД были предусмотрены поворотные рулевые камеры с тягой, равной 1/6 тяги основных камер. Их применение вместо привычных газо-

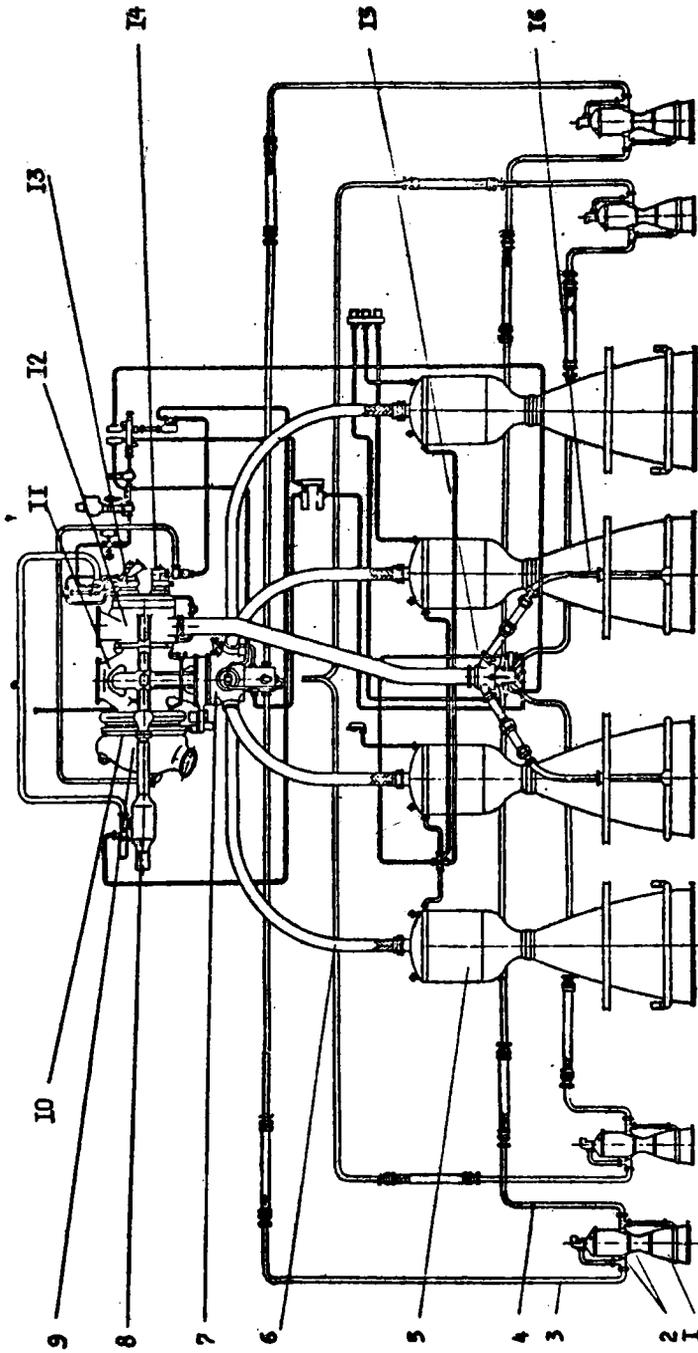


Рис. 4. Принципиальная схема ИРД РД-108 - одного из двигателей первой космической ракеты.  
 1 - рулевая камера (четыре); 2 - узлы качания и подвода окислителя и горючего; 3 - трубопровод вод окислителя рулевой камеры; 4 - трубопровод горючего рулевой камеры; 5 - основная камера (четыре); 6 - трубопровод окислителя; 7 - главный клапан окислителя; 8 - газогенератор; 9 - теплообменник; 10 - турбина; 11 - насос окислителя; 12 - насос горючего; 13 - насос перекип водорода; 14 - насос жидкого азота; 15 - главный клапан горючего; 16 - трубопровод горючего

вых рулей позволило обеспечить управление полетом ракеты при незначительных потерях удельного импульса двигателя.

Введение в ЖРД агрегатов регулирования тяги и расхода компонентов топлива улучшило характеристики ракеты. Наличие их позволило обеспечить полет с заранее рассчитанной оптимальной скоростью и полной, синхронной выработкой компонентов топлива из баков ракеты. В процессе разработки ЖРД потребовалось провести дополнительные исследования с целью определения характеристик двигателей (как объектов регулирования) и проверки работоспособности двигателей на переменных режимах.

Существенным обстоятельством, обеспечившим успех разработки двигателей первой космической ракеты, явилось то, что в нашей стране в первой половине 40-х гг. сформировался под руководством В.П.Глушко многочисленный по тому времени коллектив, имевший опыт проектирования, изготовления, обработки и организации серийного производства ЖРД. Основное ядро ОКБ было укомплектовано высококвалифицированными учеными, конструкторами, экспериментаторами, технологами, металлургами, химиками, производственниками.

К указанному времени в ГДЛ-ОКБ был создан ряд конкретных образцов ЖРД. Появилась и новая школа в области разработки этих двигателей. Принципы этой школы заключаются в следующем: проведение широких исследований в области ракетных топлив, стремление к максимальному использованию химической энергии топлива в двигателе, стремление к созданию простых и компактных конструкций, проведение фундаментальной экспериментальной отработки изделий, совершенствование ЖРД на основе сохранения преемственности. Руководствуясь этими принципами, ГДЛ-ОКБ создало двигатели, которые не только обеспечили первые полеты в космос автоматических и пилотируемых аппаратов, но и продолжают использоваться в настоящее время.

За создание двигателей для первой космической ракеты их главный конструктор В.П.Глушко был удостоен в 1958 г. (в числе первых) золотой медали К.Э.Циолковского, присужденной Академией Наук СССР. Вскоре Академия Наук СССР присвоила имя Циолковского одному из

кратеров на обратной стороне Луны, изображение которой было передано автоматическим аппаратом, стартовавшим при помощи двигателей РД-107 и РД-108. Ряду открытых лунных образований были присвоены названия организаций и имена лиц, внесших вклад в развитие отечественного ракетостроения. Среди них оказались имена Н.П.Алехина, Н.Н.Артамонова, А.Д.Грачева, Ю.В.Мезенцева и Г.Ф.Фирсова, принимавших активное участие в разработке двигателей для первой космической ракеты. Эти имена увековечены на Луне в 1966 г., в год проведения Первых Чтений К.Э.Циолковского.

#### Л и т е р а т у р а   и   и с т о ч н и к и

1. В.П.Глушко. Развитие советского ракетно-космического двигателестроения. - "Известия АН СССР. Энергетика и транспорт". М., 1974, № 5, стр. 3-29.
  2. В.П.Глушко. Ракетные двигатели ГДМ-ОКБ. М., 1975.
  3. И.И.Горев. Основы производства жидкостных ракетных двигателей. М., 1969.
  4. Е.К.Можкин. Развитие отечественного ракетного двигателестроения. М., 1973.
  5. В.И.Прищепа, И.Е.Школьников. Итоги и перспективы развития ЖРД пилотируемых космических летательных аппаратов в аспекте принципов, заложенных в схему космической ракеты К.Э.Циолковского. - "Труды IX Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1975, стр.122-132.
  6. Разработка методов увеличения удельной тяги двигателя. Отчет ГДМ-ОКБ, 1951. Архив ГДМ-ОКБ, ф.2, оп.2, д.351.
  7. J.Stemmer. Raketenantriebe. Zürich, 1952.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
ИМ.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975г.

Л.А.Квасников, Е.А.Яковлев

ВОПЛОЩЕНИЕ ИДЕЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО В БОРТОВЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Солнечное излучение и способы регулирования температуры космических аппаратов.Концентраторы солнечной энергии

Три раздела работы К.Э.Циолковского "Жизнь в межзвездной среде" озаглавлены так: "Температура тел.Температура при отсутствии Солнца.Хранение газов.Нагревание Солнцем.Повышенное нагревание в коробке.Применение стекла". "Практические выгоды, получение желаемых температур". "Изменение температуры помещения"/I, стр. 48, 55, 70/.

Циолковский обращал внимание современников на то, что из-за чрезвычайной разреженности космической среды (по существовавшей в то время терминологии "эфирной среды") теплообмен в космосе осуществляется исключительно за счет радиации (излучения), что полностью соответствует современным научным представлениям.

Ученый проанализировал влияние интенсивности солнечного излучения на равновесную температуру космического аппарата и предложил способ "пассивного" терморегулирования с использованием экранов, поворотных створок типа "жалюзи" в сочетании с применением покрытий, обладающих необходимыми значениями коэффициента поглощения солнечной энергии и коэффициента собственного излучения.

Так, например, им рассмотрена схема регулирования температуры обитаемого помещения космического летательного аппарата с прозрачной цилиндрической стенкой, снаружи которой расположена система продольных поворотных створок.

Способ пассивного терморегулирования, предложенный Циолковским, получил практическое применение на ряде космических летательных аппаратов. Например, на третьем советском искусственном спутнике Земли в системе терморегулирования применялись жалюзи, состоящие из отдельных секций, которые открывались и закрывались автоматически, что приводило к изменению соотношения площадей с различными значениями коэффициентов поглощения солнечной энергии и собственного излучения.

Аналогичные системы терморегулирования использовались также на автоматической межпланетной станции, которая в октябре 1959 г. впервые сфотографировала обратную сторону Луны, на автоматической межпланетной станции, запущенной в феврале 1961 г. к планете Венера; на космических кораблях-спутниках /2, стр.82-90/.

Циолковский указывал, что, когда тело затенено несколькими экранами, оно может охладиться до весьма низких температур.

Идеи ученого о применении экранов для регулирования температуры и длительного хранения криогенных компонентов в космосе также получили в настоящее время дальнейшее развитие.

Именно применение многослойных экранов с соответствующими покрытиями позволяет решить эту важную задачу, в том числе и для нужд бортовой энергетики (водородо-кислородные топливные элементы).

Эффективному решению проблемы хранения криогенных рабочих жидкостей во время нахождения космического аппарата на поверхности планет может способствовать также его размещение в теневых зонах. Для создания таких экранов предлагают разработать большие навесы из алюминированного майлара или же использовать надувные цилиндры /3/.

Циолковский серьезно исследовал вопросы концентрации солнечного излучения с помощью оптических систем, состоящих из концентраторов и расположенных в их фокальной области приемников. В качестве концентраторов он предлагал использовать как сферические или цилиндрические отражатели (рефлекторы), так и преломляющие элементы (линзы). Отдавая предпочтение системам с отражателями, он писал: "...Металлические зеркала не тускнеют... Их материал может отражать солнечный свет почти без потери, они могут быть поразительно легки..." /1, стр.53/. Далее, как бы заглядывая в будущее, он указывал, что зеркала "...могут быть

очень тонки, дешевы и неограниченно громадны" [I, стр.56].

На рис.1 показан предложенный Циолковским вариант располож

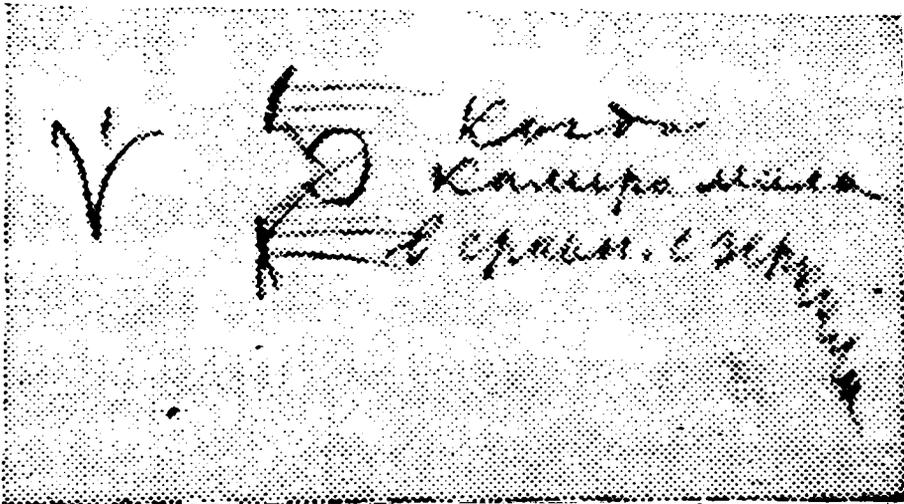
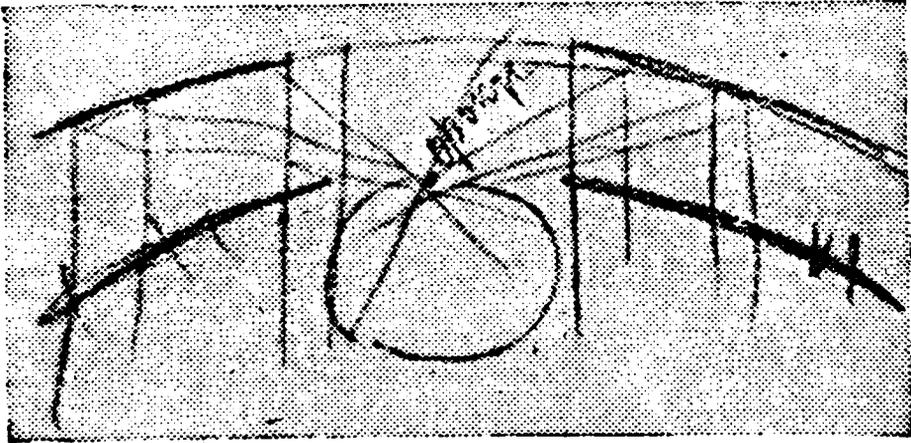


Рис.1. Схема расположения концентратора с приемником (ловушкой), когда размеры приемника небольшие по сравнению с концентратором

(Из рукописных материалов К.Э.Циолковского)

ния концентратора и ловушки (приемника) в случае, когда сферический приемник имеет небольшие размеры и не слишком сильно экранирует падающее на отражатель (концентратор) солнечное излучение.

Оптические системы, выполненные по схеме концентратор-ловушка с контротражателями, более сложны, но зато в этом случае ловушка солнечного излучения (по терминологии Циолковского "камера") не уменьшает падающий лучистый поток. Принципиальные оптические схемы такой системы, предложенные Циолковским, приведены на рис.2. Для герметизации полости приемника Циолковский предлагал использовать оптически прозрачные вещества (например, кварц).

Ученый, по-видимому, думал также и о том, каким образом облегчить конструкцию концентратора и приемника и сделать сам концентратор составным, что позволило бы разработать также раскрывающиеся конструкции. Он указывает на возможность применения тонких кольцевых сферических зеркал.

Циолковский полагал, что использование концентраторов солнечной энергии позволит эффективно использовать энергию Солнца даже при полетах к отдаленным планетам.

Заслуживают внимания также некоторые соображения ученого по поводу электромагнитного спектра излучения Солнца. Например, он считал, что "действие ... не ослабленных земной атмосферой лучей Солнца неизвестно. Вероятно, они убивают живые существа и обладают большою химическою энергией" [1, стр.57].

Этим ученый предвосхитил более позднее открытие интенсивного излучения в рентгеновской и ультрафиолетовой областях спектра электромагнитного излучения Солнца.

Он также указывал на возможность использования солнечной радиации для разложения сложных веществ за счет осуществления реакции химической диссоциации.

Циолковский считал, что применение концентраторов солнечной энергии позволит осуществить в космосе ряд важных технологических процессов, в том числе плавить металлы. По этому поводу он писал: "... Температура в 4-5 тысяч градусов совершенно достаточна для всякого рода металлургических процессов" [1, стр.52].

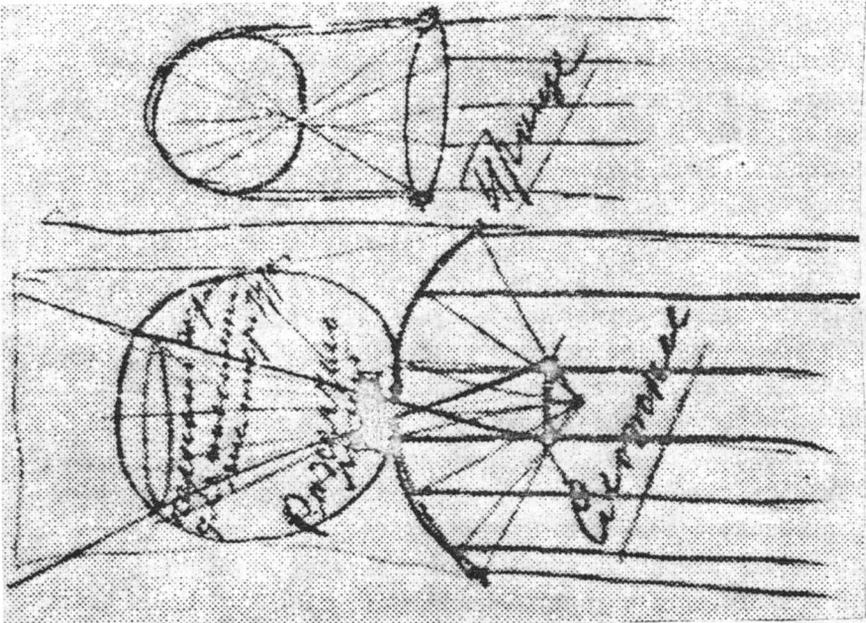
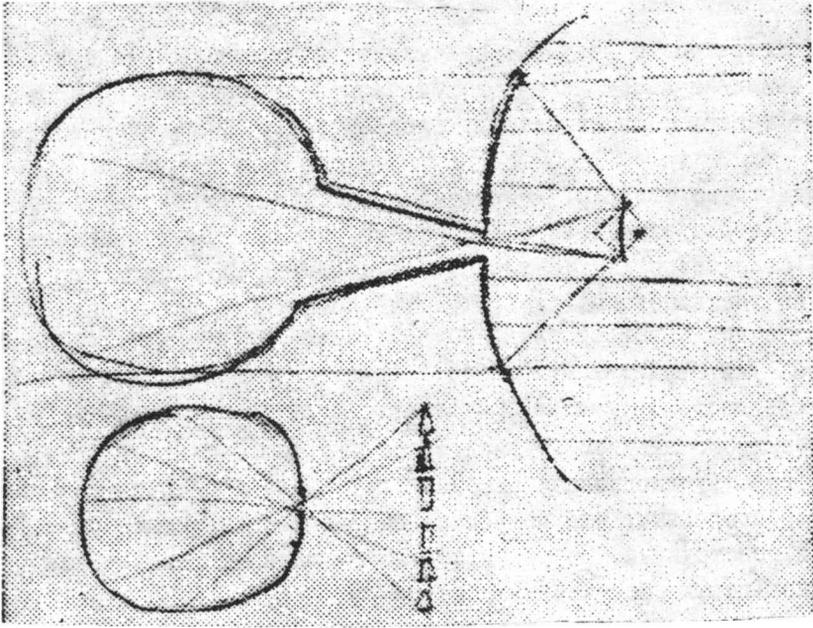


Рис.2. Схема осесимметричной оптической системы отра-  
жатель-приемник с контротражателем

(Из рукописных материалов К.Э.Циолковского)

### Получение электрической энергии в космосе

Вызывают огромный интерес мысли ученого о возможности получения электрической энергии в космосе за счет преобразования солнечной энергии. Этот важный раздел назван Циолковским "Электрический ток. Добывание его. Тепловые моторы" [1, стр.63].

В настоящее время все современные космические летательные аппараты обеспечены надежной бортовой энергетикой. Еще более полувека тому назад Константин Эдуардович сумел правильно наметить один из основных путей развития бортовой энергетикой: солнечные источники при непосредственном или машинном преобразовании энергии в электрическую. Ядерные источники энергии при жизни Циолковского еще не были созданы. Но даже сейчас, несмотря на значительные успехи ядерной энергетикой, на космических аппаратах применяются главным образом энергетические установки с солнечными батареями как наиболее разработанные и удобные в эксплуатационном отношении, что полностью соответствует прогнозам великого ученого.

Циолковский рассмотрел два основных способа: прямой (по терминологии К.Э.Циолковского "непосредственный") с помощью солнечной термоэлектрической батареи; машинный (часто называемый динамическим) — с помощью солнечного двигателя, который должен работать по замкнутому циклу.

Он писал, что "электрический ток можно получать в эфире теми же разнообразными способами, как и на Земле. Непосредственно — с помощью солнечной теплоты, при посредстве термоэлектрической батареи. Последнее будет неэкономно, хотя со временем, может быть найдут такие вещества для термоэлектрической батареи, которые почти всю теплоту Солнца будут превращать в электричество.

Надежнее для добывания электричества солнечные двигатели, которые могут утилизировать очень высокий процент (до 50 и более) солнечной энергии. Сущность их устройства такая же, как обыкновенных паровых двигателей с холодильником" [1, стр.63].

В настоящее время в космосе успешно работают многочисленные автоматические станции, спутники, а также экипажи орбитальных станций.

Непосредственное преобразование солнечной энергии в термо-

электрических батареях, как правильно отметил Константин Эдуардович, ограничено низкими коэффициентами полезного действия термоэлектродгенераторов. За прошедшие полвека достигнуты большие успехи. Сейчас даже в простых однокаскадных схемах за счет подбора соответствующих полупроводниковых материалов обеспечена технически целесообразная для применения экономичность — до 3–4 % от подведенной энергии. Такая сравнительно низкая эффективность определяется вредными процессами, сопутствующими и непосредственно связанными с процессом термоденерации электроэнергии: теплопроводностью через термоэлектрический материал и его электрическим сопротивлением. Коэффициент эффективности  $Z$  современных термоэлектрических материалов составляет  $(0,6 - 1,3) \cdot 10^{-3} \text{град}^{-1}$ , несмотря на достаточно высокие значения коэффициента термоэдс, достигающие  $300-400 \frac{\text{мкВ}}{\text{град}} \text{ мка/град}$  [4].

Коэффициент полезного действия  $\eta_e$  имеет решающее значение для определения доли массы энергетической установки  $\bar{M}_{\text{ЭУ}}$  в общей массе космического аппарата.

На рис.3 представлены зависимости коэффициента полезного действия и доли массы энергетической установки в общем балансе массы космического аппарата от отношения нижней и верхней температур цикла для трех различных видов энергетических установок: с изотопным термоэлектрическим генератором, с солнечным термоэлектрическим генератором и с солнечными батареями.

Из сравнения приведенных графиков следует, что солнечная энергетическая установка с термоэлектрическим генератором и пленочным концентратором существенно легче изотопной и может быть близка по массе к установке с солнечными батареями, обладая рядом преимуществ по стоимости, возможности тепловой аккумуляции энергии и т.п. На рис.3 обращают на себя внимание резко выраженные экстремальные значения параметров.

Повышение качества термоэлектрических материалов, как указывал Циолковский, может привести к существенным выгодам применения солнечных термоэлектрических генераторов.

Поэтому перед современной техникой стоят достаточно сложные задачи разработки легких концентраторов и повышения эффективности самих преобразователей энергии. Циолковский в своей работе достаточно четко наметил эти задачи. Он обратил внимание на

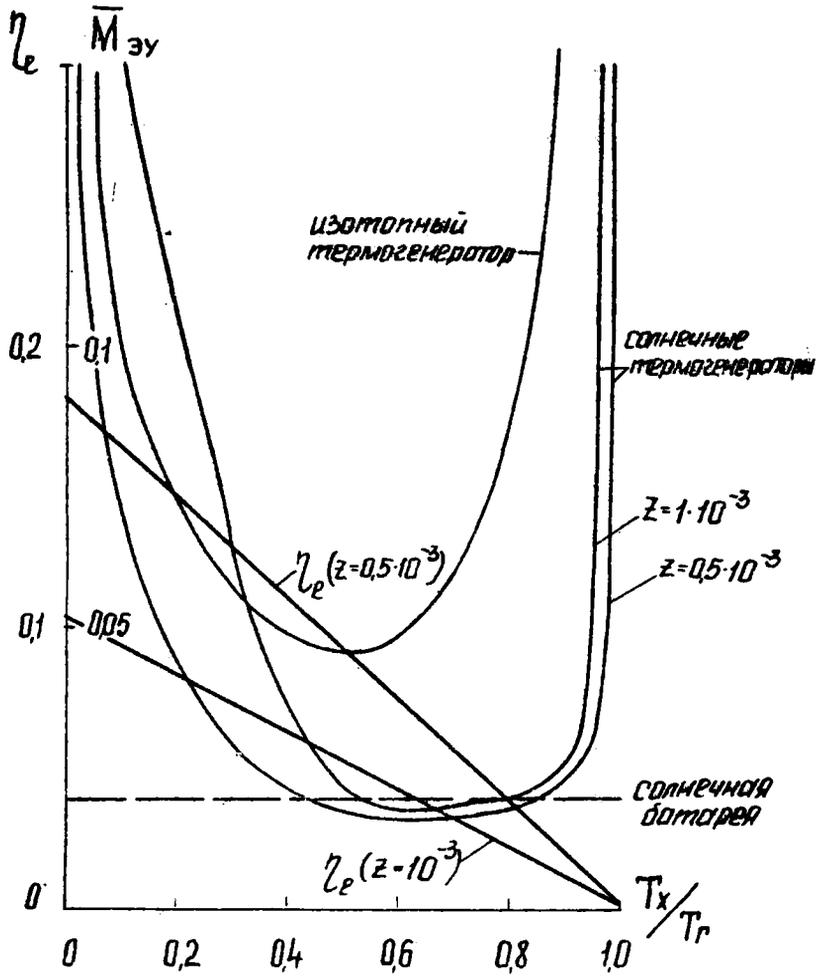


Рис.3. Зависимость КПД и удельной массы энергетической установки от отношения нижней температуры к верхней температуре цикла: 1 - солнечная батарея; 2 - изотопный термоэлектрический генератор; 3 - солнечный термоэлектрический генератор

зависимость форм концентраторов от конкретных условий их применения. В частности, рассмотренные им цилиндрические и, тем более, сферические концентраторы могут быть изготовлены из пленочных конструкций, что резко снизит их веса и позволит достаточно эффективно использовать термогенераторы даже при их невысоких величинах КПД.

Рассмотрев совместно концентраторы и приемники излучения, Циолковский по существу обратил внимание на оптимизацию именно такой системы, предвосхитив многие современные технические решения: создание концентраторов с контротражателями, приемников излучения с кварцевыми окнами или линзами и т.д., разработку чистых материалов для термогенераторов, использование примесной проводимости полупроводников.

Большое внимание термоэлектрическим генераторам, как известно, уделял академик А.Ф.Иоффе. По его инициативе были начаты важные работы по полупроводниковым термоэлектродгенераторам. Академик А.Ф.Иоффе отмечал, что "одним из путей использования солнечной энергии является термоэлектрическое преобразование. Как у нас, так и за рубежом в настоящее время к этому вопросу появился заметный интерес. У нас и в США были испытаны несколько образцов таких термогенераторов" [5, стр.130-131].

Как видно, это высказывание крупного ученого-физика созвучно с тем, о чем писал Циолковский более 50 лет тому назад.

Показательно, что уже к 1960 г. были созданы опытные образцы батарей солнечных термоэлектродгенераторов мощностью в несколько десятков ватт и с КПД около 4% [5].

К 1965 г. КПД термоэлектродгенераторов возрос до 8-10% и был сделан прогноз о его возможном дальнейшем увеличении [6].

На рис.4 показан солнечный термоэлектродгенератор с индивидуальным параболическим концентратором, который был создан в Институте полупроводников АН СССР А.Н.Ворониным [6]. Для получения необходимой электрической мощности подобные модули монтируются на общей панели и соединяются между собой электрическим путем. Сама панель соединяется с механизмом слежения за Солнцем.

Для того, чтобы обеспечить выработку электроэнергии тогда, когда космический летательный аппарат попадает в тень, предусматривается использование аккумуляторов тепла.

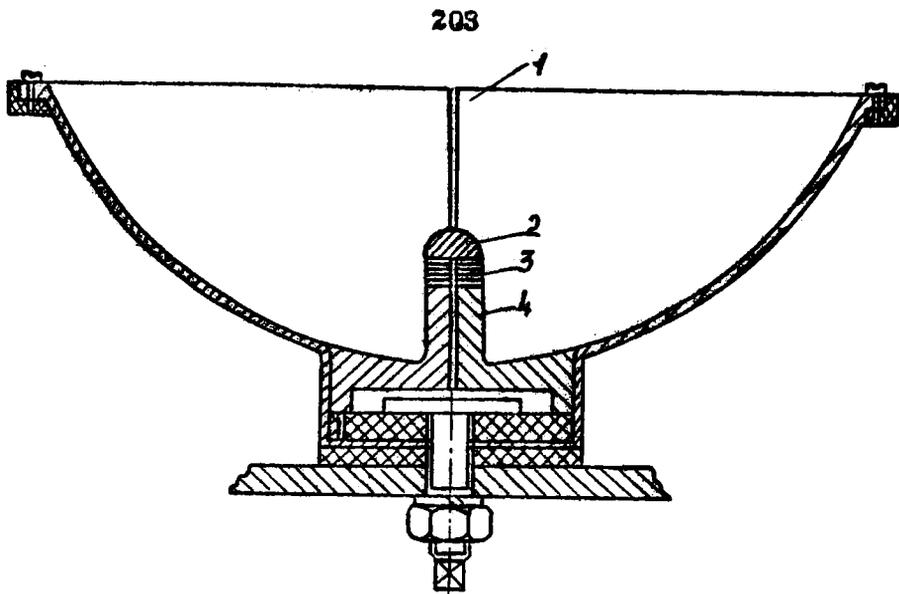


Рис.4. Модуль солнечного термоэлектрического генератора с индивидуальным параболическим рефлектором: 1 - параболический рефлектор; 2 - приемник солнечного тепла; 3 - термоэлектрический генератор; 4 - теплоотвод

На рис.5 показан солнечный термоэлектродгенератор с аккумулятором тепла, в котором используется гидрид лития. При относительно невысокой температуре плавления ( $673^{\circ}\text{C}$ ) гидрид лития имеет большую теплоту плавления (около  $2720$  кдж/кг). Такой солнечный термоэлектродгенератор был запущен на орбиту ИСЗ с периодом обращения  $90$  мин, из которых  $35$  минут он находится в тени. При этом отклонение от средней электрической мощности составило  $\pm 7\%$  [6; 7].

Продолжаются работы по повышению термоэлектрических генераторов. Одной из причин его сравнительно невысокого КПД являлась неэффективность использования термоэлектрического материала в переменном температурном поле термостолбиков. Подбирая соответ-

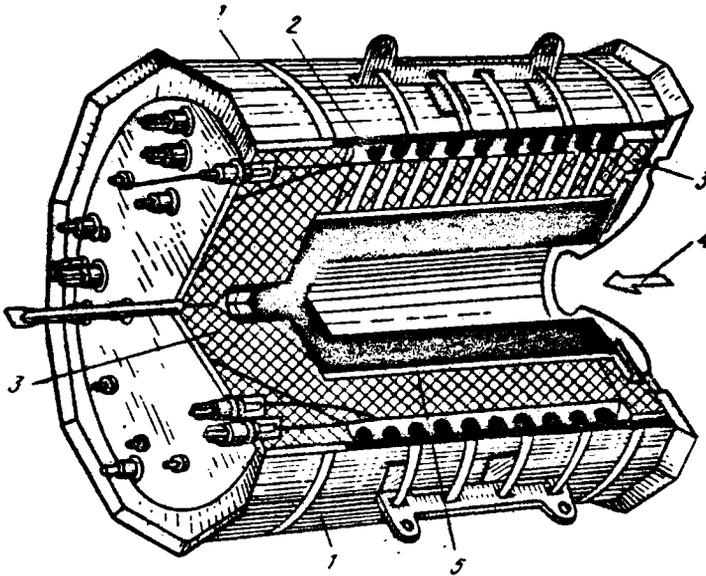


Рис.5. Солнечный термоэлектрический генератор с аккумулятором тепла (расплавленный гидрид лития): 1 - излучатель тепла холодных спаев; 2 - термоэлектрические модули; 3 - изоляция; 4 - лучистый солнечный поток после концентратора; 5 - аккумулятор тепла с гидридом лития

ствующим образом материалы и составляя каскадные термостолбики с наилучшими для каждого температурного пояса материалами по коэффициенту эффективности, применяя последовательно высокотемпературные, среднетемпературные и низкотемпературные материалы, можно увеличить КПД при прежнем температурном интервале, или растянуть температурный интервал до получения КПД более высокого [4]. В то же время при использовании термогенераторов концентраторы могут быть выполнены из пластмассы, фольги, металла, надувных пленочных конструкций [5; 7].

Развитие идей Циолковского в этом направлении приведет к созданию простых и надежных схем энергетических установок для космических летательных аппаратов.

Прогнозируя возможность создания и применения космических солнечных двигателей с машинным преобразованием энергии, Циолковский указывал, что эти двигатели будут приводить в действие электрические генераторы. Он совершенно правильно наметил основные пути повышения эффективности термодинамических циклов таких двигателей, работающих по замкнутому циклу; уменьшение потерь теплоты при подводе к рабочему телу; повышение степени расширения; снижение нижней температуры цикла; выбор подходящего рабочего тела.

В разрабатываемых сейчас солнечных космических энергетических установках с машинными методами преобразования энергии предусматривается использование как поршневых паровых машин, так и двигателей Стирлинга, а также паровых и газовых турбин [7].

Рассматривая машинные методы преобразования энергии, Константин Эдуардович особенно выделял космические паротурбинные установки замкнутого цикла, предсказывал развитие в таких энергетических установках мощностей порядка 100 л.с., что поразительным образом соответствует некоторым современным прогнозам.

Он считал, что если возникнет потребность в большей мощности, то можно применить несколько таких двигателей, т.е. использовать многомодульную конструкцию.

Однако Циолковский не исключал, что в отдельных случаях потребная мощность солнечных двигателей может достигать нескольких миллионов л.с.

Сейчас в США НАСА и фирма Боинг рассматривают перспективный проект именно такой солнечной гелиевой газотурбинной энергоустановки мощностью 13 млн. квт.

Установка предназначена для получения электрической энергии в космосе, преобразования ее в энергию микроволнового излучения и передачи на Землю. Ее предполагается смонтировать на геосинхронном спутнике [8].

Циолковский не только впервые поставил задачу создания бортовой энергетической системы космических аппаратов, но и наметил конкретные пути ее технического осуществления.

Достаточно напомнить, что в работе "Исследование мировых пространств реактивными приборами", которая была опубличована в 1911-12 гг., ученый впервые пророчески предсказал: "Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам" [9, стр.136].

В 1929-33 гг. в Ленинграде в Газодинамической лаборатории В.П.Глушко разработал и испытал первый в мире электротермический ракетный двигатель (ЭРД) [10, стр.42]. А в 1964 г. импульсные электрореактивные двигатели, установленные на запущенной к Марсу советской автоматической межпланетной станции "Зонд-2", обеспечили ориентацию панелей солнечных батарей. В 1966 г. в СССР проводились космические исследования по программе "Янтарь", в ходе выполнения которой были успешно испытаны плазменно-ионные двигатели. И, наконец, в 1972 г. космические испытания стационарных плазменных двигателей впервые были успешно осуществлены на советском искусственном спутнике Земли "Метеор" [11, стр. 48].

Разработка и создание высокоэффективных и надежных бортовых энергетических установок космических летательных аппаратов является одной из важнейших и достаточно сложных проблем современной космической техники. Этому вопросу уделяется большое внимание в СССР и за рубежом.

#### Л и т е р а т у р а

1. К.Э.Циолковский. Жизнь в межзвездной среде. М., 1964.
2. С.Г.Александров, Р.Е.Федоров. Советские спутники и космические корабли. М., 1961.
3. К.А.Эрик. Криогенные проблемы дальних космических рейсов. - В кн.: Новые направления криогенной техники. М., 1966, стр. 429-433.
4. Е.К.Иорданияшвили. Термоэлектрические источники питания. М., 1968.
5. А.Ф.Иоффе. Полупроводниковые термоэлементы. М.-Л., 1960.
6. Б.С.Поздняков, Е.А.Коптеlev. Термоэлектрическая энергетика. М., 1974.
7. К.А.Гильзани. Электрические межпланетные корабли. М., 1970.
8. Энергия из космоса. - "Социалистическая индустрия", 1973, 30 января, стр. 4.

9. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1911-1912гг.).-В кн.: К.Э.Циолковский. Собр. соч.; т. II. М., 1954, стр. 100-139.
10. В.П.Глушко. Ракетные двигатели ГДЛ-ОКБ.М.,1975.
11. А.И.Морозов,А.П.Шубин. Космические электрореактивные двигатели. М.,1975.
-

АКАДЕМИЯ НАУК СССР  
КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ  
им.К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО

Калуга ТРУДЫ ДЕСЯТЫХ ЧТЕНИЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
Секция "Проблемы ракетной и космической техники" 1975 г.

И.М.Александрова

ПОПУЛЯРИЗАЦИЯ ИДЕЙ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО  
ОРГАНИЗАЦИЕЙ ГДЛ-ОКБ

К.Э.Циолковский был самым первым, самым активным популяризатором идеи освоения космоса для блага человечества. Он писал: "Моя цель возбудить к нему /космическому полету - Л.А./ интерес, указав на великое значение его в будущем и на возможность его решения..." /I, стр. 146/.

Скромный учитель на личные средства издавал свои труды с целью заинтересовать общество своими идеями, приобрести сторонников своего дела. Эту же цель преследовала его обширная переписка с частными лицами и учреждениями. По данным Архива АН СССР Циолковский вел переписку более чем с 700 частными корреспондентами и множеством (свыше 150) учреждений, в том числе с ГДЛ, ГИРД, Лен-ГИРД, РНИИ, Реактивной секцией ЦС Осоавиахима СССР. Среди частных корреспондентов есть лица, которые в дальнейшем стали видными деятелями в области авиации и ракетной техники: В.П.Ветчинкин, В.П.Глушко, Г.Э.Лангемак, Г.Оберт, Н.А.Рынин, Ф.А.Цандер и др.

Почти все корреспонденты Циолковского были одновременно и популяризаторами его идей.

В 20-е - 30-е гг. проблемы ракетной техники, межпланетных полетов все больше привлекают внимание общественности. Появляются отдельные энтузиасты и возникают многочисленные кружки по изучению и пропаганде этих вопросов: здесь и известные советские ученые - популяризаторы и пропагандисты идей межпланетных полетов: проф.В.П.Ветчинкин, проф.Н.А.Рынин, проф.К.Л.Баев, Я.И.Перельман и др.; ГИРДы и реактивные секции Осоавиахима, студенческие научные общества и целый ряд других организаций.

Энтузиасты ракетной техники в этот период проводят большое количество бесед, читают лекции, организуют выставки, диспуты и т.д. Большой вклад в пропаганду ракетной техники и межпланетных полетов внесло наше патриотическое общество Осоавиахим, в рамках которого были организованы во многих городах ГИРДы и Реактивные секции. Работа в них велась на общественных началах. Практическая реализация идей Циолковского требовала средств, которых у этих организаций не было. Эти организации имели возможность вести большую работу среди энтузиастов ракетной техники. Их работа широко освещалась в печати. Целью же настоящего доклада является освещение популяризаторской деятельности и реализации идей Циолковского в первой советской государственной организации по разработке ракет и ракетных двигателей — в Газодинамической лаборатории. Эта организация, пройдя славный и трудный путь развития, стала ведущей советской организацией по разработке жидкостных ракетных двигателей. С деятельностью этой организации непосредственно связаны все наши успехи в исследовании и освоении космического пространства.

15 мая 1929 г. — начало деятельности в составе ГДЛ подразделения по практической реализации идей Циолковского. Работу подразделения возглавил молодой инженер В.П.Глушко, который был уже известен в среде энтузиастов и популяризаторов межпланетных полетов. С 1921 г. он увлекся вопросами космонавтики и навсегда связал свою жизнь с этой проблемой. Циолковский в своих трудах называет Глушко среди других немногих в СССР пропагандистов идеи межпланетных путешествий /2, стр.5; 3, стр.6 и др./. С 1923 г. Глушко переписывался с Циолковским. В одном из своих писем к ученому в 1924 г. Глушко пишет, что межпланетные полеты являются целью его жизни, которую он хочет посвятить этому великому делу /4/. В 1924 году была опубликована первая статья Глушко по вопросам реактивных летательных аппаратов и межпланетных сообщений "Завоевание Земли Луны 4 июля 1924 г." /5/, а в 1926 г. — "Станция вне Земли" /6/.

Создание ракет и ракетных двигателей в ГДЛ было лучшим способом реализации идей Циолковского.

Наряду с практической деятельностью сотрудники ГДЛ принимали участие в работе ЛенГИРДа: проводили занятия, читали лекции. Первые ракеты ЛенГИРДа взлетали с двигателями, разработанными сотрудниками ГДЛ - В.А.Артемовым и Б.С.Петропавловским.

В результате большого объема работ по разработке ЖРД, выполненных во 2-м отделе ГДЛ под руководством Глушко, к 1933 г. были созданы двигатели ОРМ-50 и ОРМ-52, предназначенные для применения на ракетах, самолетах, морских торпедах и др. ОРМ-52 был наиболее мощным советским ЖРД 30-х гг. Это было практическое воплощение в жизнь идей Циолковского.

Много лет спустя, когда великая мечта Циолковского о полетах в космос уже стала реальностью, академик М.В.Келдыш говорил: "Научно-технические достижения В.П.Глушко явились основополагающим вкладом в теорию и конструкцию жидкостных ракетных двигателей и существенным образом способствовали становлению и развитию ракетной техники в Советском Союзе" /7/.

В 1933 г. по ходатайству ГДЛ и ГИРД и при поддержке зам. пред.Реввоенсовета СССР М.Н.Тухачевского Газодинамическая лаборатория и Группа изучения реактивного движения были объединены в Реактивный научно-исследовательский институт. Актив группы из ГДЛ во главе с Глушко продолжил работу по созданию ракетных двигателей. В результате большого объема выполненных работ в 1936 г. был разработан двигатель ОРМ-65 - наиболее совершенный двигатель своего времени.

Работа первого в мире Реактивного научно-исследовательского института была освещена идеями Циолковского. Коллектив РНИИ поддерживал тесную связь с ученым. В феврале 1934 г. начальник РНИИ И.Т.Клейменов и М.К.Тихонравов посетили Циолковского в Калуге. Константин Эдуардович был избран почетным членом ученого совета РНИИ /8, стр. 172/, дал наброски своего плана работ РНИИ /8, стр. 169/. Связь РНИИ с Циолковским была тесной и плодотворной. В знак большого уважения к великому ученому заместитель начальника РНИИ Г.Э.Лангемак предложил назвать основную формулу полета ракеты 
$$V = V_1 \ln \left( 1 + \frac{M_T}{M_n} \right),$$
 выведенную Циолковским в 1897 г.

— "формулой Циолковского", а отношение массы топлива ( $M_T$ ) к конечной массе ракеты ( $M_R$ ) — "числом Циолковского" /9/. Сейчас эти названия прочно укрепились в научном мире.

В 30-е годы специалисты ГДЛ, работая уже в РНИИ, уделили много внимания изданию научных трудов: в сборниках "Ракетная техника" за 1935—1938 гг. печатались научные работы Александрова И.С., Глушко В.П., Дудакова В.И., Лангемака Г.Э. и др. по вопросам ракетной техники; в 1935 г. вышла в свет книга Г.Э.Лангемака и В.П.Глушко "Ракеты, их устройство и применение"; в 1936 г. был издан курс лекций, читанных Глушко в ВВА им. проф. Н.Е.Жуковского "Жидкое топливо для реактивных двигателей" /10/. Многие из опубликованных в то время работ не потеряли своего значения до настоящего времени.

Окончилась война, и с 1945 г. перед ОКБ партией и правительством ставятся новые задачи: разработка мощных жидкостных ракетных двигателей. Богатый опыт, преимущественность в работе явились солидным фундаментом, на базе которого в ГДЛ-ОКБ были разработаны несколько десятков мощных жидкостных ракетных двигателей, предназначенных для практической реализации идей К.Э.Циолковского — освоения космического пространства.

ГДЛ-ОКБ, руководимая основоположником отечественного ракетного двигателестроения академиком Валентином Петровичем Глушко, вошла в историю советской ракетной техники как ведущая советская организация по разработке мощных жидкостных ракетных двигателей.

"За выдающиеся работы в области межпланетных сообщений" — высечено на массивной настольной золотой медали имени К.Э.Циолковского, присуждаемой Академией наук СССР. В 1958 г. первой такой медалью был награжден С.П.Королев, второй — В.П.Глушко, а третьей — Н.А.Пилюгин (главный конструктор систем управления полетом ракет).

С 1924 г. до настоящего времени Глушко является активным популяризатором идей Циолковского: систематически выступает в печати с освещением вопросов развития ракетной техники и воплощения идей Циолковского в жизнь /II-27/. Им выпущены две работы по истории советской ракетно-космической техники: "Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР" и "Ракетные двигатели ГДЛ-ОКБ", изданные соответственно в 1973 и 1975 годах /28, 29/.

В.П.Глушко является главным редактором энциклопедии "Космонавтика" /30/.

Сотрудники ГДМ-ОКБ также проводят большую работу по популяризации идей Циолковского: выступают в печати, на конференциях, участвуют в создании и работе музеев по ракетной и космической технике, принимают активное участие в работе Чтений Циолковского в г.Калуге.

Идеи Циолковского вечны. Их популяризация, практическое воплощение в жизнь - это большая работа для будущего человеческого общества.

#### Л и т е р а т у р а и и с т о ч н и к и

1. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1903). - В кн.: К.Э.Циолковский. Избранные труды. М., 1962, стр. 136-166.
2. К.Э.Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами. Калуга, 1926.
3. К.Э.Циолковский. Космические ракетные поезда. Калуга, 1929.
4. Письма В.П.Глушко К.Э.Циолковскому. Архив АН СССР, ф. 555, оп.4, д. 178.
5. В.П.Глушко. Завоевание Землей Луны 4 июня 1924 г. - "Известия Одесского Губкома КП(б)У", 18 мая 1924 г.
6. В.П.Глушко. Станция вне Земли. - "Наука и техника", 1926, № 40
7. Пioneры и создатели ракетной техники. Сост. Г.А.Скурйдин. М., 1975, стр. 37.
8. С.А.Шлыкова. Переписка К.Э.Циолковского с РНИИ. (По материалам Архива АН СССР). - Сб. Из истории ракетной техники. М., 1964, стр. 168-174.
9. Г.Э.Лангемак. О единой терминологии и системе обозначений в ракетной технике. - "Ракетная техника", вып. 1, 1936, стр.9-17.
10. В.П.Глушко. Жидкое топливо для реактивных двигателей. Курс лекций, читанных в ВВА им.проф. Н.Е.Жуковского. М., 1936.
11. В.П.Глушко. Константин Эдуардович Циолковский (к 100-летию со дня рождения). - "Вестник АН СССР", 1957, № 9, стр. 53-60.
12. В.П.Глушко. На пути к овладению космосом. - "Известия", 17 сентября 1957 г.

13. В.П.Глушко. Первые советские КРД. - "Советская авиация", 30 мая 1958 г.
14. В.П.Глушко. Роль Газодинамической лаборатории (ГДЛ) в развитии ракетной техники. - "Вестник АН СССР", 1972, №2, стр.100-108.
15. В.П.Глушко. Ленинград - колыбель ракетостроения. - "Ленинградская правда", 13 февр. 1972 г.
16. В.П.Глушко. Основные проблемы жидкостных ракетных двигателей. - "Авиация и космонавтика", 1973, № 6, стр. 32-33; 42-43.
17. В.П.Глушко. "Альфа и омега" ракетного двигателестроения. - "Ленинское знамя", 10 окт. 1973 г.
18. В.П.Глушко. Развитие жидкостного ракетного двигателестроения и его влияние на науку и технику в СССР. - "Вестник АН СССР", 1973, № 12, стр. 110-121.
19. В.П.Глушко. Космонавтика: свершения и перспективы. - "Правда", 12 апреля 1974 г.
20. В.П.Глушко. Развитие советского ракетно-космического двигателестроения. - "Известия АН СССР", Энергетика и транспорт, 1974, № 5, стр.3-29.
21. В.П.Глушко. Долговременные орбитальные станции. - "Новое время", 1974, № 16, стр. 24-25.
22. В.П.Глушко. Первые ступени. - "Ленинградская правда", 12 апр. 1975 г.
23. В.П.Глушко. Орбитальные станции сегодня и завтра. - "Известия", 26 июля 1975 г.
24. В.П.Глушко. Циолковский и космонавтика. - Газета "Знамя", г.Калуга, 19 сент. 1975 г.
25. В.П.Глушко. Имя веку дает ученый. - "Комсом.правда", 20 сент. 1975 г.
26. В.П.Глушко. Космический азимут. - "Социалистич. индустрия", 7 сент. 1975 г.
27. В.П.Глушко. У истоков космонавтики. (Лекция. Читает автор). Грампластинка. Изд-во "Знание", Всесоюзная фирма грампластинок "Мелодия".
28. В.П.Глушко. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. М., 1973.

29. В.П.Глушко. Ракетные двигатели ГДД-ОКБ. М., АПН, 1975.
  30. Космонавтика. Маленькая энциклопедия. Главный редактор В.П. Глушко. М., 1967; 2-е издание (дополненное), М., 1970.
  31. Н.В.Иванов. Газодинамическая лаборатория - первая советская организация по ракетной технике. - "Труды II и III Чтений К.Э. Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1970, стр. 101-108.
  32. Л.М.Александрова. 40 лет со дня подачи В.П.Глушко заявки на изобретение электротермического ракетного двигателя. - "Из истории авиации и космонавтики", вып.12. М., 1971, стр.24-26.
  33. Л.М.Александрова. Разработка электрических ракетных двигателей в ГДД. - "Труды II и III Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1970, стр.109-112.
  34. Л.М.Александрова, И.А.Володченко. Музей ГДД в г.Ленинграде. - "Труды IX Чтений К.Э.Циолковского". Секция "Проблемы ракетной и космической техники". М., 1975, стр. 179-184.
  35. В.И.Прищепа, И.Е.Школьников. Итоги и перспективы развития ХРД плотнотермических космических летательных аппаратов в аспекте принципов, заложенных в схему космической ракеты К.Э.Циолковского. - Там же, стр. 122-133.
  36. В.И.Прищепа, Ю.А.Братенков, И.Е.Школьников. Некоторые вопросы создания двигателей для первой космической ракеты.  
(См. данный сб., стр.184-193).
-

СОДЕРЖАНИЕ

		<u>Стр.</u>
В.П.Гдушко	К.Э.Циолковский и космонавтика...	3
В.И.Севастьянов	Некоторые результаты выполнения программы научных исследований в длительном космическом полете "Салют-4".....	9
А.А.Космодемьянский	Конструктор советских ракетно-космических систем Сергей Павлович Королев.....	14
В.И.Баженов, А.И.Гончаров, М.И.Осин	Некоторые проблемы возвращения человека из космоса и их развитие от К.Э.Циолковского до наших дней	28
Е.К.Мошкин	К вопросу об определении конструктивно-технологической значимости детальных аппаратов.....	41
В.В.Балашов	Приближенная методика оценки экономической эффективности много-разовой воздушно-космической системы.....	50
А.С.Филатьев	Оптимизация движения носителя много-разовой воздушно-космической системы на этапе спасения .....	60
В.А.Высоканов, М.С.Константинов	Анализ транспортных характеристик аппаратов с электроракетными двигателями.....	73
В.П.Казневский, С.С.Корунов, Е.С.Минаев, С.А.Саркисян, В.В.Цицаренко	Эффективность заправки космических аппаратов на орбите.....	83
Г.Б.Синярев, В.Ф.Чижов, В.Н.Баранов, Е.К.Белоголов, В.И.Косовцев	Транспортная космическая система "Альбатрос".....	99
В.К.Сердюк, В.Ю.Юрѳев	Влияние аэродинамического качества на траекторию выведения и массовые характеристики космического самолета.....	107
Б.К.Федюшин, С.И.Макарихин	К теории релятивистского космического корабля с многокомпонентной реактивной струей.....	113

		<u>Стр.</u>
Г.Г.Поляков	Изучение экваториальных колебаний сложного космического лифта при заданном движении по нему аппаратов.....	121
В.Г.Базаров, А.Л.Душкин	Вопросы интенсификации теплообмена в вакууме.....	131
И.И.Меркулов	Уравнение движения космического аппарата с солнечным парусом.....	141
В.В.Кузьменко	Оптимальное управление степенью расширения газов в сопле при движении ракеты в атмосфере.....	150
Г.И.Воронин, В.П.Лапшин	Разработка и применение имитатора газообмена и тепло-влажновыделений человека для испытания систем жизнеобеспечения.....	160
И.А.Меркулов	Претворение идей К.Э.Циолковского в первых советских ракетах.....	170
В.И.Прищепа, Ю.А.Братенков, И.Е.Школьников	Некоторые вопросы создания двигателей для первой космической ракеты	184
Л.А.Квасников, Е.А.Яковлев	Воплощение идей К.Э.Циолковского в бортовых энергетических системах космических летательных аппаратов	194
Л.М.Александрова	Популяризация идей К.Э.Циолковского организацией ГДЛ-ОКБ.....	208

Кроме того, на Чтениях были заслушаны доклады: Ю.В.Бирькова - "Вклад последователей К.Э.Циолковского в победу советского народа в Великой Отечественной войне 1941-1945 гг."; Г.С.Ветрова - "Творчество К.Э.Циолковского и вопросы приоритета советской науки" и М.С.Штехера - "К.Э.Циолковский и проблема ракетного топлива".

Сборник подготовлен к печати ст. научным сотрудником Государственного музея истории космонавтики им.К.Э.Циолковского С.В.Ефимкиной.

Цена 1 р.11 к.