

Карл Александрович Гильзин
Ракетные двигатели



К. А. Гильзин
Ракетные двигатели



К. Э. Циолковский (1857–1935)

ВВЕДЕНИЕ

Март 1946 г. Залит огнями зал заседаний Верховного Совета в Кремле. Идет совместное заседание обеих палат Верховного Совета Советского Союза. Депутаты слушают доклад о первом послевоенном пятилетнем плане – великом Сталинском плане восстановления и развития народного хозяйства.

Тяжелые раны нанесла нашей Родине невиданная в истории человечества война, в которой героический советский народ наголову разгромил своего заклятого врага. Но неисчислимы силы нашего могучего народа – об этом еще раз свидетельствуют строгие цифры нового плана.

За пять лет страна наша не только залечит военные раны, но станет еще более прекрасной, еще более могучей, способной отразить любое покушение на ее свободу, любую авантюру поджигателей войны, мечтающих о мировом господстве.

С особым вниманием слушают депутаты разделы плана о работах по новой технике, призванной усилить мощь нашего государства, в том числе о работах по развитию реактивной техники. Эта техника основана на применении двигателей нового типа, создающих новые скорости и мощности – реактивных двигателей.

Применение реактивной техники является одним из крупнейших научно-технических

достижений последнего десятилетия.

Наша страна занимает ведущее положение в развитии реактивной техники. Это ведущее положение завоевано трудами многих замечательных русских ученых, изобретателей и исследователей и, в первую очередь, классическими, всемирно известными работами великого русского ученого К. Э. Циолковского, полвека тому назад впервые в истории мировой науки разработавшего основы теории реактивного движения.

Первый в мире самолет с реактивным двигателем взлетел в советское небо, управляемый советским летчиком. Грозное реактивное оружие, созданное нашими замечательными конструкторами, завоевало в руках славных советских воинов всемирную славу в годы Великой отечественной войны.

Реактивные самолеты разнообразных типов бороздят советское небо, охраняя мирный труд нашего народа, радуют своим стремительным полетом сотни тысяч москвичей на ежегодных традиционных праздниках в Тушине.

Окруженные любовью и заботой всего народа, пользуясь помощью и поддержкой партии и правительства, ученые и конструкторы, инженеры и рабочие, летчики и воины Советской армии неустанно развивают и укрепляют могучую советскую реактивную технику, множа мощь и славу нашей Родины.

Самые широкие круги трудящихся интересуются реактивной техникой, устройством, особенностями и применением реактивных двигателей, возможностями их будущего развития.

В настоящее время известны и применяются реактивные двигатели различных типов. Одними из наиболее интересных и перспективных являются так называемые ракетные двигатели, которым посвящена эта книга.

Ракетные двигатели не нуждаются для своей работы в атмосферном воздухе и этим отличаются от так называемых воздушно-реактивных двигателей, нашедших широкое применение в современной реактивной авиации. Благодаря особенностям ракетных двигателей их можно применять в безвоздушном пространстве, что делает их двигателями будущего, двигателями для полетов на весьма больших высотах, двигателями космических кораблей, способных совершать полеты в бескрайнем мировом пространстве, полеты на планеты солнечной системы и, может быть, далеко за ее пределы.

Однако ракетные двигатели уже сейчас имеют самое разнообразное применение – как мирное, так и военное. Вот несколько примеров... Разведка донесла, что в районе села М. немцы концентрируют войска. Всю длинную зимнюю ночь по дорогам к селу шла пехота, двигались грузовики с солдатами, грохотали моторы. Немцы заканчивали последние приготовления, чтобы с рассветом ударить во фланг наступающим советским дивизиям. Они были уверены в успехе, ничто не могло помешать готовящемуся удару – русские не имели на этом участке фронта артиллерии, которая могла бы рассеять скопления немецких войск.

Катастрофа была неожиданной. Сотни огненных мечей подобно молниям разрезали небо. Снаряды рвались в самой гуще немецких войск, залп следовал за залпом. Удар был коротким, но уничтожающим – буря огня и стали смела с лица земли ударную группировку немцев. Наши войска, заняв село, увидели все, что осталось от немецких войск – разбитую, обгорелую технику, трупы на снегу и десятки дрожащих немцев с поднятыми руками и непроходящим выражением ужаса в глазах.

Но ведь советские войска у села М. действительно не имели пушек. Какая же сила подняла в воздух и обрушила на немцев тысячи смертоносных снарядов?

Это был один из многих за войну огневых налетов гвардейских минометов, прославленных советских «катюш». – Каждый снаряд-мина такого миномета движется с помощью ракетного двигателя.

Об этом двигателе и будет идти речь в книжке. Поздно вечером пятого августа 1943 г. сотни тысяч москвичей, затаив дыхание, слушали на улицах у репродукторов слова исторического приказа Верховного Главнокомандующего о разгроме немцев на Курской дуге. Все чувствовали, что эта победа – начало великого контрнаступления, которое закончится

только в Берлине. Взмолвленные москвичи не покидали улиц, поздравляли друг друга с праздником. Последние минуты – и вот залп сотен орудий первого победного салюта потряс воздух над советской столицей. Не успели погаснуть багровые зарницы орудийных выстрелов, мгновение – и чудесно преобразилось небо Москвы. Тысячи разноцветных огней – красных, желтых, зеленых, белых – вспыхнули высоко над кремлевскими башнями, над улицами и площадями Москвы, чтобы сейчас же рассыпаться дивными гроздьями падающих звезд. Сотни разноцветных прожекторных лучей, пересекающих во всех направлениях ночное небо, дополняли волшебную картину победного салюта.



Фиг. 1. Залп гвардейских минометов.

Как дороги стали с тех пор всем советским людям эти огни в ночном небе Москвы, а потом и Ленинграда, столиц союзных республик, городов-героев! Какая же сила поднимает их высоко в небо в дни праздников советского народа?

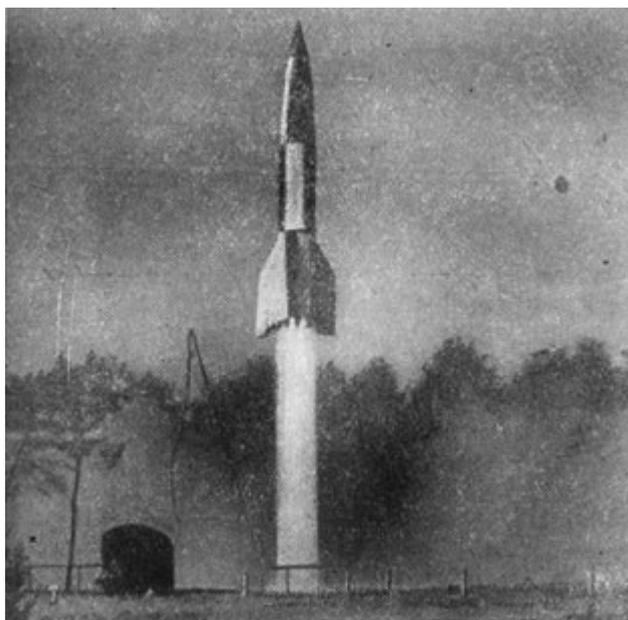
Эта сила – ракетный двигатель. О нем также будет рассказано в книжке.



Фиг.2. Салют в Москве

...На полигоне метеорологического института производятся последние приготовления к запуску тяжелой стратосферной ракеты. В ажурном пусковом устройстве ракета установлена вертикально, готовясь к гигантскому прыжку в стратосферу. Издали ракета кажется игрушечной, хотя ее размеры не так уж малы – длина ракеты достигает почти 15 м, а вес равен 13 тоннам. Весь передний отсек ракеты занимают различные чудесные, сложные и точные, приборы – они будут изучать строение верхних слоев атмосферы, возьмут пробы воздуха на больших высотах, зарегистрируют состав космических лучей и сделают еще много разных других наблюдений. Потом этот приборный отсек опустится на землю на парашюте.

Но вот все готово. Сигнал, сноп огня вырывается из нижней части ракеты, ракета вздрагивает и сначала медленно, а затем стремительно, уносится вверх. Через мгновение она уже исчезает в безоблачном небе, оставляя за собой длинный дымовой след.



Фиг. 3. Старт стратосферной ракеты.

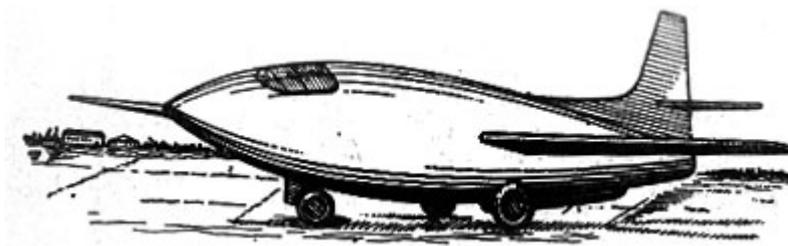
Проходит минута, другая и вот рация института принимает сигналы радиопередатчика, установленного на ракете – уже достигнута высота 100-150-180 км !

Какая могучая сила забрасывает тяжелую ракету, так высоко в небо? Ведь снаряды самых тяжелых пушек не поднимаются выше 30–35 км , а шары-пилоты, бывшие до недавнего времени «рекордсменами» высоты, выше 40 км .

Ракету несет ввысь мощный ракетный двигатель. И о нем будет рассказано в книжке.

...Из ангара выкатили самолет. Он отличается от других машин, стоящих на бетонных площадках и у ангаров аэродрома. Вытянутый, как стрела, с заостренным носом, этот самолет, казалось, был рожден для еще невиданных скоростей.

Самолет уже на старте. Взмах флажка, и он почти с места, без разбега, свечой устремляется в небо; мгновение – и его уже не видно. Но вот самолет снова появляется, чтобы, оглушив всех своим могучим ревом, с головокружительной скоростью пронестись над головами пораженных наблюдателей и снова исчезнуть за небольшой рощицей на краю аэродрома.



Фиг. 4. Ракетный самолет на аэродроме.

Снова и снова стрелой пронесится чудо-самолет, каскады стремительных фигур высшего пилотажа сменяются один за другим, и вот самолет уже на земле.

Усталый, но счастливый, подходит летчик к группе конструкторов, инженеров и военных, ожидающих его у ангара. Летчик знает, что эти внешне спокойные люди с нетерпением ждут его приговора и... не выдерживает – еще издали он показывает правую руку с торжествующе поднятым большим пальцем. Да, на таком самолете можно летать быстрее звука! Можно потому, что на этом самолете установлен мощный ракетный двигатель.

И об этом двигателе будет рассказано в книжке.



1. ЧТО ТАКОЕ ПРЯМАЯ РЕАКЦИЯ

Метро, а потом полчаса езды троллейбусом по автомагистрали Москва-Ленинград – и вы у одного из любимых мест отдыха москвичей – Химкинского водохранилища, начального пункта канала имени Москвы.

Особенно оживленно здесь в пригожий летний праздничный день. Несмотря на сравнительно ранний час здесь уже много любителей водного спорта, а то и просто любителей отдохнуть на лоне природы. Яркое солнце, чистый, ароматный воздух, зеркальная гладь воды, в которой отражаются ажурные формы и высокий шпиль Химкинского речного вокзала, зеленые рощи и гранитные берега канала – чудесные места для отдыха, заслуженного недель честного труда.

Но присмотримся внимательнее к оживленному движению на водохранилище.

Вот на причудливо изогнутую вышку водного стадиона «Динамо» поднялся спортсмен; прыжок: мгновение кажется, что фигура парит в воздухе и затем прыгун бесшумно погружается в воду – отличная «ласточка»! Здесь же на водяных дорожках стадиона, вспенивая воду, пробуют свои силы пловцы.

Тихо скользит по воде красавица-яхта; легкий ветерок как крылья надувает ее треугольный парус. Обгоняя яхту, выносится вперед узкая, как нож, стремительная, длинная гоночная лодка-восьмерка; ритмично, по знаку рулевого, опускаются весла в воду, чтобы; затем энергичным толчком послать лодку вперед.

От причала порта, разворачиваясь, медленно отходит белоснежный теплоход. Он повезет экскурсантов по каналу. Над самой палубой теплохода пролетел, шелестя винтами, гидросамолет; вот его поплавки уже коснулись воды, снова взревели моторы и гидросамолет стал рулить на стоянку.

Все в движении... Однако, сколь ни разнообразно это движение, мы знаем, что им управляют общие законы, известные как основные законы механики – науки о движении.

Вот, например, пловец прыгнул «ласточкой» с вышки. Его тянет в воду сила земного притяжения. Не будь этой силы, спортсмен повис бы в воздухе.

Яхта движется потому, что ее парус надувает ветер, затихни он – и спадет парус, остановится яхта.

И прыгун, и яхта движутся под действием силы. Мало того, нетрудно видеть, что в обоих случаях общим для этого внешнего действия является то, что оно не зависит от движущегося тела. Такие внешние силы мало устраивают инженера, которому, например, нужно создать самодвижущийся транспортный экипаж. Конечно, в некоторых случаях и такие силы целесообразно использовать. Так, например, парусные суда долгое время были единственным способом передвижения по морю. Великий русский ученый Циолковский предлагал использовать при космических путешествиях силы давления солнечных лучей на межпланетный корабль. Однако гораздо более удобны, очевидно, силы, величину и направление которых можно было бы изменять по желанию.

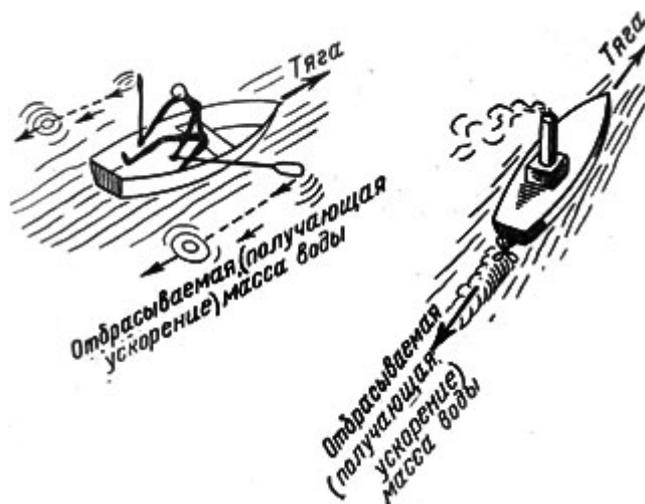
Какая сила движет лодку, скользющую по водной глади? Очевидно, эта сила создается гребцами: подними они весла – и лодка остановится. Гребцы погружают весла в воду и резким толчком как бы отталкиваются от нее. Сила толчка затрачивается на то, чтобы отбросить массу воды, захваченную веслами, с некоторой скоростью назад, против движения лодки. Но по закону равенства действия и противодействия такая же сила толкает лодку вперед. Мы здесь впервые сталкиваемся с реактивным эффектом – лодка движется благодаря силе реакции отбрасываемой массы воды («реакция» – слово латинское, которое можно перевести как – противодействие, отдача).

Кроме того, здесь можно видеть еще одно характерное обстоятельство. Работа,

необходимая для продвижения лодки, совершается гребцами; они составляют в данном случае «двигатель». Однако одного наличия гребцов еще недостаточно для того, чтобы лодка двигалась: нужны весла, с помощью которых развивается сила, толкающая лодку. Весла поэтому здесь являются «движителем». Характерным именно и является это наличие двух элементов, необходимых в данном случае для движения, – двигателя и движителя. Двигатель (гребцы) развивает нужную для движения мощность, т. е. производит потребную работу. С помощью движителя (весел) мощность двигателя используется для создания силы, без которой невозможно движение (эту силу часто называют силой тяги или просто тягой). Так как вода отбрасывается не самим двигателем, а особым движителем, то и создающая движение сила реакции приложена не прямо к двигателю, а к движителю; потому в этом случае иногда и говорят о движении благодаря «непрямой реакции».

Легко видеть, что между движением небольшой лодки и гигантского теплохода нет в этом смысле никакой принципиальной разницы. Вместо гребцов, движущих лодку, в машинном отделении теплохода установлены мощные дизели, а вместо весел за кормой корабля пенят воду громадные винты. Винты отбрасывают назад огромные количества воды со значительной скоростью, вследствие чего развивается большая реактивная сила, с которой отбрасываемая вода действует на винты и толкает вперед теплоход. И здесь двигатель и движитель разделены, и здесь сила реакции приложена к движителю, а не прямо к двигателю (фиг. 5).

Но и самолет, который мы видели над водохранилищем, передвигается в воздухе так же, как теплоход в воде. Двигатель самолета вращает пропеллер, который и является движителем. Реакция (и здесь непрямая!) отбрасываемого винтом воздуха толкает самолет вперед.



Фиг. 5. И лодку, и пароход движет реакция отбрасываемой воды.

До последнего времени в основном подобным способом и происходило передвижение по воде и воздуху. Но затем был сделан крупный шаг вперед и появились двигатели прямой реакции, или просто реактивные двигатели, т. е. такие двигатели, которые сами непосредственно отбрасывают массу вещества, создавая тем самым реактивную тягу. Поэтому такие двигатели не нуждаются в специальном движителе. Это свойство реактивных двигателей делает их особенно ценными для больших скоростей передвижения, потому что с увеличением скорости известные нам движители начинают работать неэффективно, растут потери мощности в движителе, вследствие чего – уменьшается сила тяги и вместе с нею скорость передвижения.

Иначе обстоит дело в случае двигателей прямой реакции – реактивных двигателей.

Одним из наиболее простых реактивных двигателей является прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Он представляет собой тонкостенную металлическую

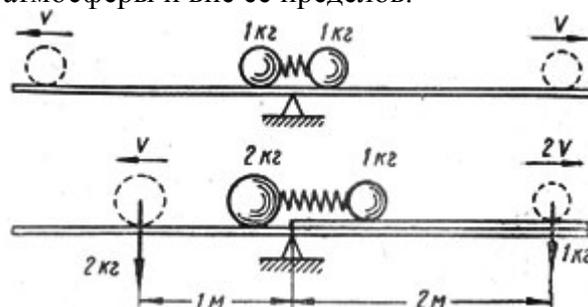
трубу, имеющую сужения на обоих концах. Когда этот двигатель перемещается с большой скоростью в атмосфере, то через переднее отверстие внутри него поступает воздух. В средней части двигателя в воздух впрыскивается топливо, и образующиеся вследствие сгорания топлива горячие газы вытекают через заднее отверстие двигателя в атмосферу. Вес топлива, впрыскиваемого в двигатель, намного меньше веса воздуха, так что по существу эти газы представляют собой тот же воздух, но нагретый. Так как вытекает горячий воздух, то его скорость больше, чем скорость холодного воздуха, втекающего в двигатель, т. е. при протекании через двигатель скорость воздуха увеличивается. Вследствие этого струя воздуха, протекающего через двигатель, оказывает на него реактивное действие, создает реактивную тягу. Как видно, в этом случае сила реакции уже приложена к самому двигателю – это двигатель прямой реакции.

Но и здесь реактивная сила создается, как и раньше, в результате отбрасывания массы воздуха, в котором перемещается двигатель. Разница только та, что это отбрасывание осуществляется не винтом, а самим двигателем. Окружающая двигатель среда – воздух – необходима для работы воздушно-реактивного двигателя, потому что кислород воздуха обеспечивает сгорание топлива.

Естественным был следующий шаг в развитии двигателя прямой реакции: создание двигателя, работа которого полностью не зависит от окружающей среды. Такой двигатель, создающий силу тяги в виде реакции отбрасываемых частиц собственной массы передвигающегося аппарата, точнее, массы продуктов горения топлива, находящегося на борту аппарата, и носит название ракетного двигателя¹.

Для иллюстрации принципа передвижения под действием реакции отбрасываемых частиц собственной массы мы могли бы представить себе на том же водохранилище необычное и неудобное судно в виде лодки с установленной на ней пушкой, стреляющей назад, через корму лодки: выстрел – и давление пороховых газов выталкивает снаряд, который скрывается за горизонтом. Однако те же газы оказывают и реактивное действие на пушку, толкая ее, а вместе с ней и лодку, вперед. Пока хватит запаса снарядов, наша лодка будет двигаться; с каждым выпущенным снарядом масса лодки будет уменьшаться, так как большая часть этой массы в виде массы снарядов будет отброшена с целью создания реактивной силы.

Естественно, что нет нужды в стрельбе снарядами. Тот же эффект может быть получен, если из пушки будут вытекать с большой скоростью газы – продукты сгорания пороха или какого-нибудь другого вещества. Важно лишь, чтобы это сгорание происходило без участия атмосферного воздуха. Отбрасывание массы газов и создаст реактивную силу, благодаря которой может быть обеспечено передвижение как в воздухе, так и в безвоздушном пространстве. Это свойство делает ракетный двигатель единственно пригодным для сообщений в верхних слоях атмосферы и вне ее пределов.



Фиг. 6. К теореме о движении центра тяжести.

¹ Слово «ракетный» происходит от итальянского «gacchetto», что значит веретено, стержень. Этот термин объясняется тем, что первые ракеты (фейерверочные) своим внешним видом действительно напоминали веретено, да еще обычно снабжались для устойчивости полета деревянным стержнем. Именно ракеты, применявшиеся с давних пор в Китае, представляли собой первые реактивные двигатели, тогда как воздушно-реактивные двигатели появились лишь в последние годы.

Принцип прямой реакции часто объясняют, используя известную из механики теорему о движении центра тяжести. Согласно этой теореме внутренние силы, действующие в системе тел, не могут изменить положения центра тяжести этой системы. Легко понять, что это действительно так. Вряд ли, например, найдется смельчак, который стал бы оспаривать известную народную поговорку: «Самого себя за волосы не поднимешь». Представим себе два одинаковых металлических шарика весом по 1 кг, лежащих на пластинке, уравновешенной на острие ножа (фиг. 6). Между шариками находится спиральная пружина. Сначала эта пружина сжата, а затем начинает разжиматься. Сила упругости пружины (внутренняя сила системы) будет действовать на оба шарика, которые вследствие этого начнут двигаться в противоположные стороны. Но это движение шариков не будет произвольным: шарикам должны двигаться так, чтобы опирающаяся на нож пластинка продолжала оставаться в равновесии; это и будет означать, что центр тяжести системы не изменил своего положения. Для этого скорости V движения обоих шариков должны быть одинаковыми, так как одинаковы их массы.

Положение не изменится, если один шарик будет тяжелее другого, допустим, в два раза, т. е. их веса будут равны 1 и 2 кг. Но только теперь для сохранения равновесия пластинки больший шарик должен будет двигаться со скоростью, в два раза меньшей, чем меньший шарик, так как только в этом случае центр тяжести системы не изменит своего положения; тем самым будет соблюдено правило рычага – произведения силы на плечо справа и слева от точки опоры будут одинаковыми.

Этот же закон будет соблюдаться и для ракеты, движущейся в безвоздушном пространстве. Действительно, в этом случае, когда нет силы сопротивления воздуха, скорость движения ракеты под влиянием реактивного эффекта отбрасываемой струи газов будет во столько раз меньше скорости этих газов, во сколько раз масса ракеты больше массы отбрасываемых газов. Каждая молекула в отбрасываемой струе ведет себя так же, как и маленький шарик, а сама ракета – как большой шарик на фиг. 6. Разница в массах в этом случае огромна, но зато и количество непрерывно отбрасываемых молекул колоссально, так что в конце концов скорость ракеты может стать вполне соизмеримой со скоростью отбрасываемых молекул газа.

Принцип движения с помощью прямой реакции известен человечеству с давних времен. По некоторым данным уже более двух тысяч лет тому назад были созданы движущиеся модели, использующие прямую реакцию струи вытекающего пара (автором их считают александрийского мудреца Герона); многие сотни лет тому назад в Китае применялись ракеты, также основанные на этом принципе.

Однако только в XX веке, благодаря трудам русских ученых и, прежде всего, замечательного ученого Циолковского, была создана теория двигателей прямой реакции, были разработаны проекты первых ракетных двигателей для применения в авиации и дальней ракетной артиллерии и, наконец, в самые последние годы эти двигатели завоевали право на существование и получили разнообразное применение.

Циолковский создал новую главу механики – науки о движении, разработав теорию движения тела переменной массы. Классическая механика имела ранее дело лишь с телами постоянной массы, и движение ракет, т. е. тел с ракетными двигателями и, следовательно, с изменяющейся в процессе движения массой, нельзя было изучить, пользуясь законами этой механики. В частности, Циолковский вывел знаменитую, известную во всем мире по его имени формулу, так называемую «формулу ракеты», позволяющую определить конечную скорость ракеты по заданной скорости истечения газов и отношению начального веса ракеты к ее конечному весу.

Большой вклад в разработку механики тела переменной массы сделал известный русский ученый Иван Всеволодович Мещерский (Циолковский работал почти одновременно с Мещерским, но независимо от него). Над научными проблемами теории реактивного движения работал отец русской авиации Николай Егорович Жуковский и многие другие

русские ученые.



2. СВОЙСТВА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Основные свойства ракетного двигателя мы уже знаем.

Первое свойство заключается в отсутствии специального движителя, назначение которого выполняет сам двигатель. Это оказывается возможным потому, что тяга представляет собой реакцию частиц газа, отбрасываемых самим двигателем. Такое использование принципа прямой реакции присуще всем реактивным двигателям.

Второе свойство заключается в использовании для создания реактивной струи массы самого летательного аппарата, точнее массы топлива, находящегося на его борту. Это свойство, делающее двигатель независимым от окружающей среды, отличает ракетный двигатель от других типов реактивных двигателей.

Другие свойства ракетного двигателя являются по существу следствием этих основных.

Так, второе основное свойство определяет характер рабочего тела – топлива, на котором работает ракетный двигатель. Мы говорим «топливо», имея в виду, что ракетный, как и всякий другой реактивный двигатель, является в настоящее время двигателем тепловым, т. е. совершает механическую работу за счет тепловой энергии, заключенной в рабочем теле и выделяющейся в результате химической реакции (обычно при сгорании топлива). Это не означает, что исключены другие типы ракетных двигателей, например двигателей, использующих электрическую или атомную энергию, но в настоящее время таких двигателей еще нет.

Так как работа ракетного двигателя не зависит от атмосферного воздуха, то, следовательно, химические реакции, протекающие в двигателе и приводящие к выделению тепловой энергии (в том числе и горение, если оно имеет место), должны происходить без его участия. Поэтому топливо ракетного двигателя должно заключать в себе все компоненты, необходимые для протекания реакции. В случае реакции горения топливо, следовательно, должно содержать как горючее, так и окислитель, т. е. кислород или кислородсодержащее вещество.

При этом топливо ракетного двигателя может быть как твердым, так и жидким, в связи с чем все ракетные двигатели (РД) делятся на две большие группы – двигатели на твердом топливе (пороховые РД) и двигатели на жидком топливе (жидкостно-реактивные, или ЖРД).

Двигатели на газообразном топливе, очевидно, исключаются, так как для хранения этих топлив необходимы либо огромные емкости, либо тяжелые баллоны для хранения газов под большим давлением, что для летательных аппаратов неприемлемо (газы могут применяться лишь в сжиженном виде).

Рассматривая свойства ракетных двигателей, мы пока отвлечемся от того, какое именно топливо сгорает в двигателе; об этом будет рассказано при описании разных ракетных двигателей. Сейчас для нас имеет значение только то, что в результате сгорания этого топлива из двигателя вытекает в атмосферу струя продуктов горения – горячих газов, создающая реактивную тягу.

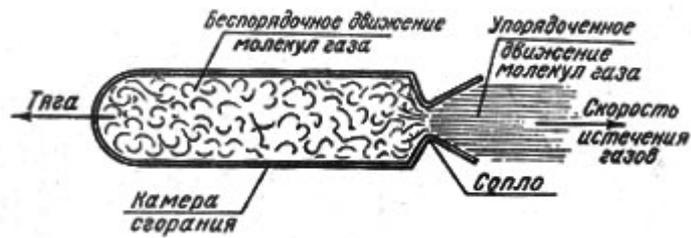
Тяга ракетного двигателя

Создание реактивной тяги есть назначение всякого ракетного двигателя; поэтому величина тяги является важнейшей характеристикой двигателя.

Тяга современных ракетных двигателей колеблется от нескольких килограммов до десятков тонн, в зависимости от назначения и размеров двигателя.

Двигатели тяжелых дальнобойных ракет развивают тягу, превышающую тягу наиболее

мощных паровозов, с могучей силой увлекающих за собой железнодорожные составы в тысячи тонн.



Фиг. 7. Принципиальная схема ракетного двигателя.

Как определить величину реактивной тяги? Обратимся для этой цели к фиг. 7, на которой представлена принципиальная схема ракетного двигателя.

Тяга образуется потому, что из двигателя вытекают газы. Чтобы вытолкнуть газы, двигатель должен действовать на них с какой-то силой; обратная сила – сила воздействия газов на двигатель – и есть реактивная тяга. Поэтому направление тяги обратно скорости вытекающих газов, а величина тяги равна силе, с которой выталкиваются газы. Очевидно, что величина этой силы зависит от количества вытекающих газов и их скорости. Механика учит, что эта сила, а следовательно, и сила тяги, равна произведению массы выталкиваемых в секунду газов на скорость их истечения.

Так как масса равна весу, деленному на ускорение земного притяжения ($g=9,81 \text{ м/сек}^2$), то для определения силы тяги служит следующая простая формула:

$$\text{Тяга (кг)} = \frac{\text{Вес газов, вытекающих за секунду (кг/сек)} \times \text{скорость истечения (м/сек)}}{9,81 \text{ (м/сек}^2\text{)}}$$

или приближенно

$$\text{Тяга (кг)} = \frac{\text{Вес газов, вытекающих за секунду (кг/сек)} \times \text{скорость истечения (м/сек)}}{10 \text{ (м/сек}^2\text{)}}$$

Каждый килограмм вытекающих в секунду газов создает тягу, численно равную, очевидно, 1/10 от скорости истечения. Эта тяга, носящая название удельной тяги или удельного импульса (размерность удельной тяги кг сек/кг), является основной характеристикой любого ракетного двигателя. Чем больше удельная тяга, т. е. чем большую тягу создает каждый килограмм газа, вытекающего в секунду из двигателя, тем совершеннее двигатель.

В современных ракетных двигателях скорость истечения колеблется от 1500 до 2500 м/сек , вследствие чего удельная тяга равна 150–250 кг сек/кг .

Какими же способами можно увеличить скорость истечения и вместе с нею удельную тягу проектируемого ракетного двигателя?

Скорость истечения газов из двигателя зависит от топлива, давления газов в двигателе и его конструкции.

Влияние топлива на скорость истечения сказывается в основном в том, что скорость истечения тем больше, чем больше теплотворная способность топлива, т. е. тепло, которое выделяет при сгорании каждый килограмм топлива.

Чтобы отчетливее представить себе влияние на скорость истечения теплотворной способности топлива, попробуем повнимательнее присмотреться к явлениям, происходящим в любом ракетном двигателе, т. е. к рабочему процессу двигателя.

Пусть в двигателе произошла химическая реакция (будем считать для определенности – сгорание), в результате которой выделилось какое-то количество тепла.

Вследствие этого газообразные продукты реакции – пары углекислоты, пары воды, азот и др. – сильно нагреваются, так что температура их достигает 2500 °С и более. Мы знаем из физики, что температура газа есть мера скорости движения его молекул; когда газ очень

нагрет, то молекулы его движутся с очень большими скоростями. Однако непосредственно эту скорость движения молекул газа использовать для создания реактивной тяги нельзя, потому что молекулы внутри двигателя движутся беспорядочно, неорганизованно, во всех направлениях; имеет место так называемое тепловое движение молекул. Каждая молекула, отражаясь от стенок двигателя, создает, конечно, микроскопическую реактивную силу, но суммарная равнодействующая – результат бесчисленного множества таких молекулярных ударов, равна нулю. Благодаря хаотичности движения молекул давление на все стенки двигателя одинаково и никакого реактивного эффекта не получается.

Чтобы создать реактивную силу, необходимо обеспечить упорядоченное, организованное истечение молекул газа из двигателя в одном направлении; тогда реактивный эффект всех вытекающих молекул суммируется, давая в результате нужную нам реактивную силу. Поэтому всякий ракетный двигатель по идее представляет собой машину для извержения молекул газа с максимально возможной скоростью в одном, общем для всех молекул, направлении, следовательно, машину для преобразования химической энергии топлива сначала в тепловую энергию беспорядочного движения молекул, а затем в скоростную (кинетическую) энергию их упорядоченного истечения из двигателя.

Таким образом первая часть рабочего процесса ракетного двигателя заключается в преобразовании химической энергии топлива в тепловую. Это преобразование осуществляется в ходе химической реакции внутри двигателя, в той его части, которую называют камерой сгорания, и происходит обычно при постоянном давлении.

Вторая часть рабочего процесса двигателя заключается в преобразовании тепловой энергии хаотического движения молекул в скоростную энергию их организованного истечения, т. е. в скоростную энергию реактивной струи газов, вытекающих из двигателя. Это преобразование осуществляется в процессе расширения газов от давления, имеющего место в камере сгорания двигателя, до атмосферного давления, т. е. до давления на выходе из двигателя, и обычно происходит в той его части, которая носит название сопла.

В современных ракетных двигателях указанный выше рабочий процесс происходит непрерывно, хотя возможны двигатели прерывного действия, в которых подача топлива в камеру сгорания и все последующие процессы происходят периодически.

Таким образом общим результатом рабочего процесса ракетного двигателя является преобразование химической энергии топлива в скоростную энергию струи газов, вытекающих из сопла в атмосферу. Однако при этом далеко не вся химическая энергия топлива (теплотворная способность) переходит в скоростную энергию струи, а только определенная часть ее. Чем совершеннее рабочий процесс, тем больше эта полезно используемая часть теплотворной способности топлива. В современных; ракетных двигателях в скоростную энергию струи газов переходит меньше половины тепла, заключенного в топливе¹. Большая часть (до 2/3) этого тепла представляет собой потери рабочего процесса. Часть тепла теряется из-за неполного сгорания топлива, а другая, большая, теряется вместе с газами, выходящими из двигателя, так как их температура очень высока (1000–1500 °С). Уменьшение этих потерь рабочего процесса приводит к увеличению скорости истечения и, следовательно, увеличению тяги. Однако, как учит термодинамика – наука о преобразовании тепла в работу, – все тепло не может перейти в скоростную энергию газов. Некоторая часть этого тепла представляет собой неизбежные потери.

Теперь ясно, как теплотворная способность топлива влияет на скорость истечения. Чем больше теплотворная способность, тем больше тепловой энергии, при данной степени совершенства рабочего процесса двигателя, переходит в скоростную энергию газов, т. е. тем больше скорость истечения. И физически очевидно, что чем больше скорость теплового движения молекул после сгорания, тем больше и скорость истечения газов из двигателя.

С другой стороны, чем совершеннее рабочий процесс двигателя, тем также больше скорость истечения. Поэтому, например, более удачная конструкция двигателя, в частности,

¹ Для оценки совершенства рабочего процесса обычно вводят так называемый внутренний коэффициент полезного действия двигателя. Его величина равна 0,3–0,6.

сопла, позволяющая лучше организовать истечение, т. е. добиться, чтобы скорости молекул газа на выходе из двигателя имели одинаковое направление и были большими по величине, также приводит к увеличению тяги.

Такое же влияние оказывает давление газов в камере сгорания двигателя. Чем больше это давление по сравнению с атмосферным, т. е. с давлением газов на выходе из двигателя, тем большая доля тепла переходит в скоростную энергию газов и поэтому больше скорость истечения и тяга двигателя, рассчитанного на это увеличенное давление.

Из всех внешних условий (скорость полета, состояние атмосферы и др.) только атмосферное давление оказывает некоторое, да и то небольшое, влияние на рабочий процесс ракетного двигателя. Эта независимость рабочего процесса от внешних условий является важным свойством ракетного двигателя. Благодаря этому свойству скорость истечения и секундный расход газов, а следовательно, и тяга ракетного двигателя, также остаются постоянными при изменении внешних условий.

Только при изменении атмосферного давления, например с изменением высоты полета, тяга несколько изменяется – с увеличением высоты тяга растет.

Особенно важным является то, что тяга остается постоянной при изменении скорости полета.

Мощность ракетного двигателя

Мощность, развиваемая двигателем, т. е. механическая работа, совершаемая им в единицу времени (секунду), является важнейшей характеристикой любого двигателя. Это и естественно, если иметь в виду, что именно совершение этой механической работы за счет израсходования определенного количества энергии другого вида – тепловой, электрической или еще какой-либо – и является назначением всякого двигателя. В соответствии с этим двигатели подразделяются на электрические, тепловые и т. д.

Обычно мощность, развиваемая каким-либо двигателем, может быть использована самыми разнообразными способами. Для этого вал двигателя связывают с тем или иным потребителем механической работы. Так, например, поршневой двигатель внутреннего сгорания может быть установлен на электростанции и вращать ротор динамомашин, тогда мощность двигателя будет преобразовываться в электрическую энергию; он может вращать трансмиссию в цехе и приводить таким образом в движение станки; может быть установлен на автомобиле для привода его ведущих колес; наконец, может вращать пропеллер самолета и т. д. Во всех этих случаях мощность двигателя будет неизменной, она будет только по-разному расходоваться. В частности, для нас очень важно, что мощность такого двигателя, установленного, допустим, на самолете, будет также одинаковой, вне зависимости от того, неподвижен ли самолет, стоящий на аэродроме, или летит со скоростью в сотни километров в час.

Именно этим свойством обычного поршневого авиационного двигателя объясняется то, что он перестал удовлетворять требованию непрерывного роста скорости полета, характерному для современной авиации.

Действительно, мощность, необходимая для полета данного самолета, очень быстро растет при увеличении скорости полета, пропорционально кубу этой скорости. Значит, при увеличении скорости полета в два раза необходимая мощность вырастет соответственно в восемь раз. Еще значительно становится рост необходимой мощности при приближении скорости полета к скорости звука, т. е. скорости, с которой звук распространяется в воздухе (немногим более 1200 км/час вблизи земли), что объясняется дополнительным сопротивлением, связанным с явлением сжимаемости воздуха при этих скоростях.

Установка на самолетах все более мощных двигателей приводит лишь к незначительному увеличению скорости полета. Более мощные двигатели оказываются и более тяжелыми (вес двигателя увеличивается почти пропорционально его мощности), а также большими по размерам, вследствие чего для их установки требуются и большие по

размерам самолеты. Но это в свою очередь увеличивает мощность, требуемую для полета с данной скоростью.

Выход из этого заколдованного круга был найден применением двигателей принципиально иного типа – двигателей прямой реакции в частности, ракетных. Поэтому не без основания говорят что применение реактивных двигателей в авиации представляет собой настоящую техническую революцию.

Ракетный двигатель в смысле развиваемой им мощности ведет себя совсем иначе, чем, например, поршневые двигатели внутреннего сгорания.

В этом легко убедиться.

Как известно, мощность – это работа, произведенная за секунду, работа же есть действие силы на некотором пути. Поэтому величина работы определяется произведением силы на пройденный в направлении ее действия путь, а мощность соответственно равна произведению силы на скорость. Если мощность измерять в лошадиных силах, то, как известно, величину секундной работы в килограммометрах нужно еще разделить на 75, так как 1 л. с. = 75 кгм/сек ; таким образом:

$$\text{Мощность [л. с.]} = \frac{\text{Сила [кг]} \times \text{скорость [м/сек]}}{75} .$$

Чему же равна мощность ракетного двигателя? Так как реактивная сила, т. е. тяга, развиваемая двигателем, от скорости передвижения не зависит, то мощность ракетного двигателя оказывается прямо пропорциональной скорости полета.

Когда двигатель неподвижен – например, испытывается на станке, – его мощность равна нулю, несмотря на то, что тяга, развиваемая двигателем, может быть при этом очень велика. Мощность становится значительной лишь при больших скоростях передвижения.

Это свойство ракетного двигателя характеризует его как двигатель специфически транспортный; мало того, как двигатель для аппаратов, передвигающихся с очень большими скоростями, возможными лишь в воздухе и вне пределов атмосферы, т. е. двигатель для самолетов, снарядов, ракет.

На малых скоростях ракетный двигатель развивает весьма незначительную мощность, но зато при увеличении скорости мощность возрастает и может достигать значений, недостижимых для других тепловых двигателей. Это обстоятельство позволяет получить с помощью ракетного двигателя скорость полета значительно большую, чем с помощью обычных (поршневых) авиационных двигателей.

Как велика может быть мощность ракетного двигателя, видно из следующего примера, относящегося к одной дальнобойной ракете.

На этой ракете установлен ракетный двигатель (он будет описан подробно в разделе о жидкостно-реактивных двигателях), развивающий тягу в 25 тонн. При запуске ракеты, когда скорость ее равна нулю, мощность двигателя также равна нулю. Но когда ракета, примерно через 1 мин. после старта, достигает высоты около 40 км, ее скорость становится очень большой, порядка 1500 м/сек (около 5500 км/час). Подсчитаем по нашей формуле мощность, которую развивает двигатель в этот момент:

$$\text{Мощность} = \frac{25\,000 \cdot 1500}{75} = 500\,000 \text{ л. с.}$$

Конечно, такую колоссальную мощность (полмиллиона лошадиных сил!) не в состоянии развить ни один тепловой двигатель при тех размерах и весе, которые имеет двигатель этой ракеты.

Ракетный двигатель совершает полезную работу за счет израсходования скоростной энергии газов, вытекающих из двигателя в атмосферу.

Доля тепловой энергии топлива, переходящей в скоростную энергию газов и, следовательно, величина этой скоростной энергии, от скорости полета не зависит.

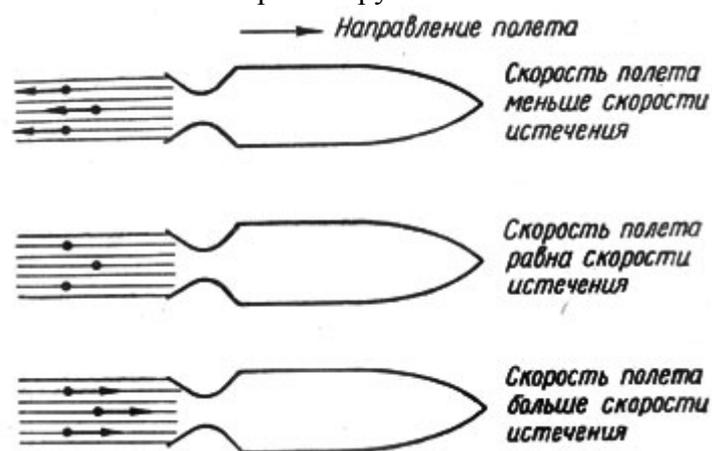
В то же время мощность двигателя при изменении скорости полета меняется.

Это означает, что в зависимости от скорости полета скоростная энергия вытекающих из двигателя газов по-разному используется для совершения полезной работы¹.

Преобразование скоростной энергии газов в полезную работу двигателя полностью определяется скоростью полета. Некоторые характерные в этом отношении (режимы полета ракеты или самолета с ракетным двигателем) представлены на фиг. 8. Верхний рисунок на этой фигуре соответствует режиму взлета – двигатель работает, но ракета неподвижна, скорость полета равна нулю. При этом полезная работа, т. е. мощность двигателя, тоже равна нулю. Куда же расходуется скоростная энергия струи газов, с большой скоростью вытекающих из двигателя? Очевидно газы, которые в этом случае мчатся относительно земли со скоростью, равной скорости истечения, уносят с собой эту скоростную энергию, которая затем бесполезно рассеивается в атмосфере.

Но вот ракета взлетела и начинает полет со все увеличивающейся скоростью. При этом разность между скоростью истечения и скоростью полета становится все меньше. Поэтому молекулы газа движутся относительно земли в сторону, противоположную направлению полета, со все меньшей скоростью. Это значит, что скоростная энергия, уносимая с собой молекулами, становится все меньшей. Следовательно, все большая часть скоростной энергии струи преобразовывается в полезную работу, сообщается ракете.

Весьма характерным является момент, когда увеличивающаяся скорость полета становится равной скорости истечения газов из двигателя, что соответствует среднему рисунку на фиг. 8. Очевидно что при этом скорость газов относительно земли становится равной нулю, т. е. относительно неподвижного наблюдателя газы будут неподвижными. Но это означает, что скоростная энергия этих газов равна нулю и, следовательно, вся скоростная энергия струи переходит в полезную работу. Однако следует иметь в виду, что это отвечает очень большой скорости полета, так как скорость истечения газов из ракетного двигателя равна 1500–2500 м/сек, т. е. примерно 5000–10000 км/час. Следовательно, этот случай может иметь место только при полете в самых верхних слоях атмосферы и вне ее. При скоростях полета до 1000–1200 км/час в полезную работу переходит менее четверти скоростной энергии струи.



Фиг. 8. Характерные режимы полета ракеты (точками условно обозначены молекулы газа, стрелками – направление их скорости относительно неподвижного наблюдателя).

При дальнейшем увеличении скорости полета молекулы газа, как это показано на нижнем рисунке фиг. 8, движутся относительно неподвижного наблюдателя в том же направлении, что и ракета, со скоростью, равной разности скорости полета и скорости истечения. При этом энергия, отдаваемая струей ракете, т. е. совершаемая ракетой полезная

¹ Это использование скоростной энергии струи для совершения полезной работы обычно оценивается величиной так называемого тягового коэффициента полезного действия двигателя, меняющегося в пределах от 0 до 1, в зависимости от скорости полета.

работа, даже превышает скоростную энергию струи. Противоречие здесь, конечно, лишь кажущееся, что становится очевидным, если рассматривать не только тепловую, но и скоростную энергию сжигаемого топлива, приобретенную им в результате ускорения ракеты в течение предшествующего полета.

Для уменьшения потерь скоростной энергии отходящих газов на малых скоростях полета на выходе из ракетного двигателя могут быть установлены специальные насадки, расположенные с некоторым зазором вокруг выходного сечения реактивного сопла¹. При полете в атмосфере через кольцевую щель между таким насадком и соплом подсасывается воздух, который примешивается к струе отходящих газов, уменьшая их скорость, но зато увеличивая массу. Это может привести к существенному повышению тяги и, следовательно, мощности; например, когда двигатель неподвижен, т. е. скорость полета равна нулю, то такой, как говорят, эжекционный подсос воздуха, увлекаемого струей выходящих газов, увеличивает тягу двигателя на 1/3. Но когда скорость полета увеличивается, этот выигрыш в тяге резко падает: так, при скорости полета, составляющей всего 5 % от скорости истечения, выигрыш в тяге уменьшается наполовину. При еще больших скоростях вместо выигрыша может получиться даже уменьшение тяги.

Экономичность ракетного двигателя

Наряду с мощностью важнейшей характеристикой каждого двигателя является его экономичность. Если речь идет о тепловом двигателе, то экономичность его определяется расходом топлива на единицу мощности, т. е. на 1 л. с. Экономичный двигатель на 1 л. с. будет расходовать меньше топлива, чем неэкономичный, т. е. его работа будет обходиться дешевле. Этим и объясняется термин «экономичный».

Однако для авиации экономичность двигателя имеет гораздо большее значение, чем просто стоимость его эксплуатации. На самолете, как и на других летательных аппаратах (ракетах и др.), запас топлива, естественно, ограничен; он определяется объемом топливных баков или весом топлива. Очевидно, что более экономичный двигатель, расходующий меньше топлива при той же мощности, будет работать при том же запасе топлива большее время, чем менее экономичной. Вследствие этого самолет с более экономичным двигателем будет иметь большую дальность полета.

Таким образом в авиации экономичность двигателя – это дальность полета.

Нетрудно видеть, что экономичность ракетного, как и всякого реактивного двигателя, зависит от скорости полета, так как в зависимости от скорости меняется мощность двигателя. Это также отличает реактивные двигатели от обычных, поршневых авиационных двигателей, у которых экономичность, как и мощность, от скорости полета не зависит (при неизменном режиме работы двигателя).

Так как с ростом скорости полета мощность ракетного двигателя растет, то ракетный двигатель становится экономичным только при больших скоростях полета. При малых скоростях полета, когда мощность мала, расход топлива на 1 л. с. у ракетного двигателя становится очень большим, двигатель работает неэкономично².

В этом заключается одна из причин того, что реактивные двигатели получили распространение в авиации только тогда, когда скорость полета самолетов стала большой, достигнув 600–700 км/час. При меньших скоростях полета реактивные двигатели значительно уступают по экономичности поршневым авиационным двигателям и не могут с ними конкурировать.

Зависимость экономичности от скорости полета имеет место для всех двигателей прямой реакции, а не только ракетных. Правда, в случае воздушно-реактивных двигателей

¹ Такие насадки впервые были предложены в 1886 году русским изобретателем Гешвендом.

² Расход топлива на 1 л. с. полезной мощности определяется величиной общего к. п. д. двигателя, равного произведению внутреннего и тягового к. п. д. Величина общего к. п. д. определяет долю тепловой энергии топлива, переходящей в полезную работу. При скоростях полета до 1000–1200 км/час эта доля для ракетного двигателя не превышает 10 %.

эта зависимость количественно несколько иная, чем для ракетных двигателей.

Однако ракетные двигатели по экономичности значительно уступают большинству воздушно-реактивных двигателей. С одной стороны, это объясняется тем, что при существующих в настоящее время скоростях полета самолетов потеря скоростной энергии с отходящими газами у ракетных двигателей гораздо больше, так как скорость истечения газов у них значительно выше. С другой стороны, увеличенный расход топлива ракетного двигателя неизбежно вытекает из самой сути его как двигателя, создающего реактивную тягу благодаря отбрасыванию «собственной» массы. Практически это означает, что горение топлива в ракетном двигателе происходит без участия атмосферного кислорода, т. е. в состав топлива ракетного двигателя должны входить как горючее, так и окислитель – кислород или кислородсодержащее вещество.

Обычные горючие – бензин, керосин, спирт и др. – требуют для своего сгорания в несколько раз больше окислителя, чем весит само горючее. Вследствие этого расход топлива (горючее плюс окислитель) на 1 кг тяги в ракетном двигателе значительно, обычно в 10–20 раз, больше, чем расход топлива в воздушно-реактивных двигателях, использующих (да еще с большим избытком) для сжигания горючего кислород атмосферы.



3. РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ (ПОРОХОВОЙ РД)

Как был создан пороховой ракетный двигатель

Пороховые ракетные двигатели исторически появились значительно раньше, чем какие бы то ни было другие реактивные двигатели.

Нельзя достоверно сказать, кто и когда изобрел первый пороховой ракетный двигатель.

Имеются указания о том, что уже много веков тому назад пороховые ракеты применялись в Китае в качестве увеселительных огней. Точно так же уже давно пороховые ракеты стали применять и в качестве боевого оружия, в виде своеобразных ракетных снарядов, в первое время зажигательных. По свидетельству англичан, при завоевании Индии (XVIII век) им много неприятностей причинили действия отрядов индусов, вооруженных ракетными стрелами – оружием, дотоле совершенно неизвестным в Европе. Эти стрелы представляли собой бамбуковые трубки, заполненные горючим составом и открытые с задней стороны. Индусы поджигали горючее и бросали ракеты во врагов, причем реактивный эффект струи выходящих из трубки газов значительно увеличивал дальность полета стрелы и силу удара. Один из руководителей англичан, Конгрев, называл действие этих примитивных снарядов потрясающим.

Англичане заимствовали у индусов эту идею и организовали у себя под руководством Конгрева производство реактивных снарядов.

Ведущую роль в применении и развитии пороховых ракет, начиная с конца XVII века, играла Россия. Особенно широкое развитие получило ракетное дело при Петре I. Иностранцы, посещавшие в то время Россию, писали в своих записках, что ни одно государство не может в этом отношении соревноваться с Россией. Петр I ввел пороховые ракеты на вооружение русской армии в качестве сигнальных. Через 100 лет после этого пороховые ракеты стали применяться в русской армии и в качестве боевого оружия. Впервые боевые гранаты-ракеты были применены русскими в 1825 г. на Кавказе и в войне с Турцией 1828–1829 гг. Создателем этих первых отечественных боевых ракет был суворовский генерал Александр Дмитриевич Засядко.

Но особенно много сделал для создания ракетного вооружения русской армии талантливый изобретатель, инженер, исследователь и организатор – генерал Константин

Иванович Константинов, живший и работавший в середине прошлого века 1818–1872 гг.). Работы Константинова, в частности, его книга «О боевых ракетах», получили широкую известность в России и за рубежом, были переведены на многие языки и в течение долгого времени служили настольными книгами для всех артиллеристов.

Константинов организовал в России заводы для производства ракет, радикальным образом изменил технологию их изготовления (в частности, устранил ручную набивку ракет порохом), сконструировал ряд машин по производству ракет; эти машины так и назывались «машинами Константинова». Константинов создал ряд новых, усовершенствованных образцов боевых ракет со значительно увеличенной дальностью полета, а также ракет для различных вспомогательных целей – спасательных, сигнальных и других; разработал тактику применения ракетного оружия. В частности, по его предложению этот род оружия был выделен в качестве самостоятельного – были созданы отдельные части в дополнение к артиллерийским.

Ракетные снаряды применялись русской армией при обороне Севастополя в 1855–1856 гг. и в военных действиях в более позднее время – до русско-турецкой войны 1877–78 гг.

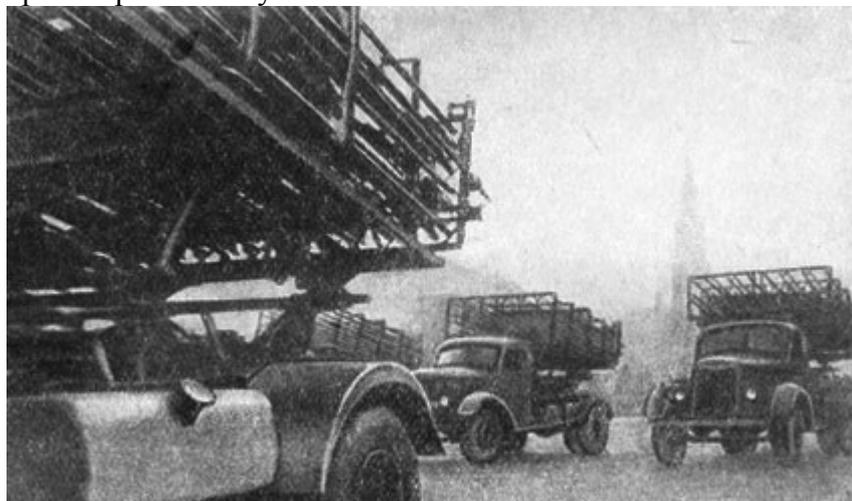
Применение ракетного вооружения в первое время имело особые преимущества, так как орудийная артиллерия, имевшая на вооружении гладкоствольные орудия, стрелявшие круглыми ядрами, была весьма несовершенна – дальность полета ядер была невелика, меткость стрельбы оставляла желать много лучшего. Легкое ракетное оружие было к тому же очень удобно для вооружения им кавалерии, использования в горных условиях и т. д.

Однако, начиная со второй половины прошлого века, когда были изобретены нарезные орудия, стреляющие цилиндрическими снарядами, что значительно увеличивало дальность и улучшало точность артиллерийского огня, ракетное оружие стало быстро вытесняться артиллерийским и к концу века было повсеместно снято с вооружения.

Тем не менее, несмотря на огромный прогресс, имевший место с тех пор в ствольной артиллерии, в последние годы ракетное оружие снова получает все более широкое распространение. Большой толчок в этом отношении дал опыт минувшей войны, где в ряде случаев ракетное оружие показало себя с наилучшей стороны благодаря присущим ему принципиальным преимуществам по сравнению со ствольным оружием.

И снова, как и ранее, Россия была пионером в деле развития и широкого разнообразного применения ракетного оружия. Впервые в этой войне именно Советская армия, по достоинству оценив возможности ракетной артиллерии, широко применила это грозное оружие на поле брани.

Основное преимущество ракетной артиллерии заключается в том, что для выстрела ракетным снарядом не требуется массивного, тяжелого орудия, вес которого в обычной ствольной артиллерии превышает вес снаряда в сотни раз¹. Поэтому ракетную артиллерию называют иногда «артиллерией без пушек».



¹ Так, например, 75-мм пушка, стреляющая снарядом весом в 6,3 кг, сама весит 1170 кг.

Фиг. 9. Гвардейские минометы («катюши») на Красной площади.

Большой вес обычного артиллерийского орудия объясняется массивностью основных элементов этого орудия – ствола, в котором при выстреле газы развивают давления в тысячи атмосфер, необходимые для сообщения снаряду огромных ускорений, и станины, которая должна воспринимать значительные усилия отдачи при выстреле.

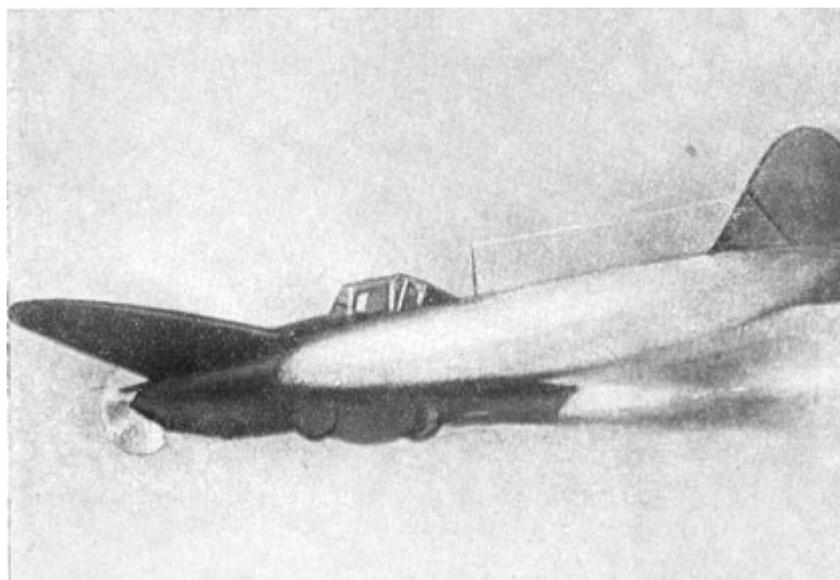
Ракетное орудие не имеет ствола, нагруженного изнутри высоким давлением газов, так как сгорание пороха происходит не в орудии, а в самом снаряде. По этой же причине орудие не воспринимает никаких усилий отдачи. Роль ракетного орудия заключается лишь в сообщении должного направления ракетному снаряду при выстреле. Вследствие этого ракетное орудие представляет собой весьма легкий станок с направляющими – трубой, лотком или салазками, по которым движется снаряд при выстреле.

Это свойство ракетного орудия позволяет осуществлять залп несколькими ракетными снарядами с помощью одной легкой установки представляющей собой сочетание нескольких ракетных орудий (фиг. 9). Установленный на автомобиле один такой пакетный миномет заменял большое число артиллерийских орудий. Благодаря значительно большей по сравнению с пушками подвижности этих установок и возможности в короткое время концентрировать большое число их в нужном месте, гвардейские минометы представляли собой грозное для врага оружие, позволявшее осуществлять неожиданно для него мощные огневые налеты.

После первого же успешного применения «катюш» в боях под Смоленском, в августе 1941 г., товарищ Сталин, предвосхитив их будущую роль в войне, сразу же дал указание всячески развивать этот новый вид вооружения, и оно получило самое широкое распространение в нашей армии.

Большой интерес ракетные орудия, благодаря их весьма малому весу, представляют также для самолетов (фиг. 10), так как создание артиллерийских орудий авиационного типа, т. е. весьма облегченных, представляет собой очень трудную задачу. Однако не меньшее достоинство ракетных орудий в качестве авиационных заключается в том, что они не передают самолету усилий отдачи. Для обычных орудий с увеличением калибра эти усилия становятся столь большими, что создают при выстреле значительные перегрузки самолета. Как показали испытания, легкие самолеты – истребители, – имеющие пушки, стреляющие вперед, при выстреле на мгновение почти останавливаются. Это резкое торможение, естественно, вызывает большие перегрузки в конструкции самолета, могущие привести к полному его разрушению, что иногда и наблюдалось. В то же время самолет средней величины, подобно изображенному на фиг. 11, может произвести залп ракетными снарядами среднего калибра, например, в 125 мм, равный по своей огневой мощи бортовому залпу эсминца, и это вовсе не скажется на его полете.

Наряду с этими несомненными достоинствами ракетные орудия имеют и весьма большой недостаток по сравнению с артиллерийскими – гораздо меньшую точность огня. Артиллерийский снаряд благодаря получаемому им в нарезном стволе орудия вращению обладает большой устойчивостью в полете. Ракетный же снаряд не обладает такой устойчивостью. Кроме того, незначительные изменения в характере горения пороха в ракетном двигателе такого снаряда, носящие случайный характер, значительно влияют на форму траектории. Правда, точность ведения огня ракетными снарядами с помощью ряда мер может быть значительно повышена. В частности, тщательная технология производства и строгий контроль обеспечивают тождественность пороховых зарядов и вследствие этого более или менее одинаковую работу двигателей разных снарядов, снарядам может быть сообщено вращение в полете и так далее. Тем не менее в настоящее время большой разброс при стрельбе из ракетных орудий не обеспечивает достаточной прицельности огня, который поэтому ведется только по сравнительно большим целям. Главной особенностью такого огня является его массированность.



Фиг. 10. Залп ракетных орудий с самолета.

Следует отметить, что наряду с ракетными орудиями, предназначенными для стрельбы снарядами большого калибра, этой, так сказать, ракетной артиллерией, в годы войны применялось и индивидуальное ракетное оружие для стрельбы с ближних дистанций по технике (танкам и др.) и живой силе противника.

Развитие порохового ракетного двигателя связано не только с артиллерией.

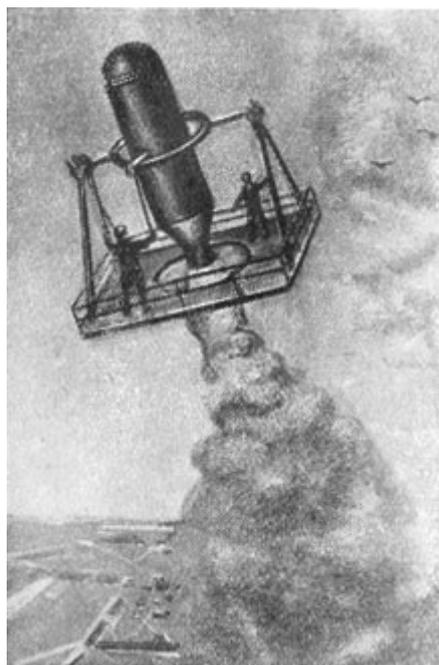
На заре развития авиации, когда создание управляемых летательных аппаратов как легче, так и тяжелее воздуха во многом задерживалось из-за отсутствия легкого и достаточно мощного двигателя, взоры изобретателей не раз обращались к реактивному двигателю. Одними из первых в этом направлении были работы русских изобретателей Третесского и Соковнина, относящиеся к середине прошлого века, в которых предполагалось использование реакции струи пара или сжатого воздуха.

Приоритет в отношении идеи использования порохового ракетного двигателя для летательного аппарата тяжелее воздуха принадлежит русской науке и связан с именем революционера-народовольца, студента института инженеров путей сообщения, Николая Ивановича Кибальчича.

Как известно, Кибальчич был активным участником террористического акта, осуществленного народолюбцами 1 марта 1881 г. Кибальчич изготовил бомбу, которой был убит Александр II. Находясь в камере смертников, двадцатисемилетний Кибальчич за десять дней до казни подал записку с изложением существа своего предложения, идея которого у него возникла, очевидно, в процессе работы над бомбой.



Фиг. 11. Ракетные снаряды пошли на цель.



Фиг. 12. Так выглядел бы в полете ракетный летательный аппарат Кибальчича.

По мысли Кибальчича, как подъем, так и полет его аппарата должен был осуществляться под действием реактивного эффекта струи газов, образующихся при горении пороха в специальном ракетном двигателе, который должен был поворачиваться для управления полетом (фиг. 12). Помимо того, что в своей записке Кибальчич впервые излагал идею управляемого ракетного полета, чрезвычайно важным и ценным было его указание, что в ракетном двигателе должен применяться медленно горящий порох, спрессованный в виде ряда цилиндрических шашек. Предложение Кибальчича не подверглось рассмотрению, так как чиновники полиции считали, что «это едва ли будет своевременно и может вызвать только неуместные толки» и решили приобщить его к «делу 1 марта». Записка Кибальчича была обнаружена в полицейских архивах, где она пролежала более 36 лет, только в августе 1917 года.

Пороховой ракетный двигатель не нашел себе применения в качестве авиационного главным образом потому, что такой двигатель работает лишь в течение нескольких секунд или даже десятых долей секунды, а регулирование его тяги, необходимое для осуществления управляемого полета, представляет значительные трудности.

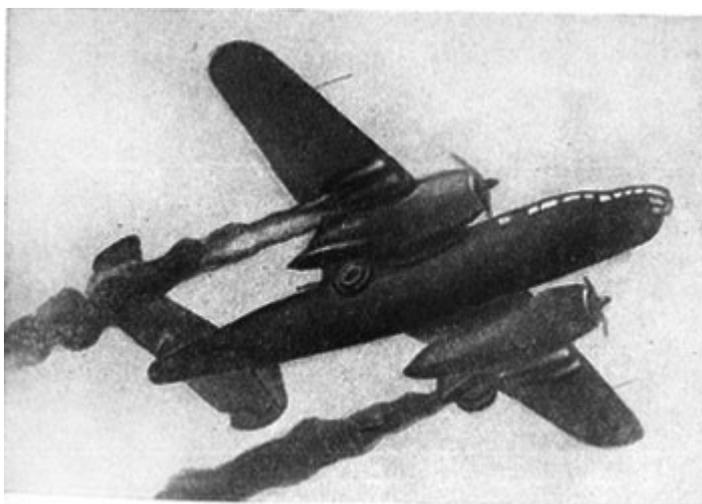
Тем не менее пороховой ракетный двигатель довольно широко применялся в авиации во время войны и применяется сейчас. Однако он служит не в качестве основного двигателя самолета, обеспечивающего его полет, а в качестве вспомогательного двигателя, тяга которого используется лишь при необходимости. Такая необходимость в эксплуатации может встретиться, например, когда требуется осуществить взлет перегруженного самолета, либо взлетная площадка мала (применение порохового двигателя может вдвое сократить разбег при взлете), загрязнена и так далее. В этих случаях пороховой двигатель носит название стартового (фиг. 13). В частности, пороховой двигатель может быть использован для запуска самолета или снаряда с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, который не в состоянии обеспечить самостоятельный старт.

Пороховой двигатель может быть использован и в качестве ускорителя, когда он включается с целью кратковременного увеличения скорости полета; например, когда нужно догнать противника или уйти от него.

Часто после использования пороховые двигатели сбрасываются; для этой цели они размещаются под крылом самолета (фиг. 14).



Фиг. 13. Взлет пассажирского самолета с помощью стартовых ракет (ракеты размещены в фюзеляже).



Фиг. 14. Пороховые ракетные двигатели под крылом бомбардировщика.

Преимущества порохового РД в качестве вспомогательного авиационного двигателя заключаются в его простоте, дешевизне, безотказности, малом весе и вместе с тем значительной тяге, которую такой двигатель развивает в течение короткого времени, что от него в данном случае и требуется.

В заключение следует упомянуть о попытках установить пороховой РД на различных автомобилях, мотоциклах, катерах и так далее, которые делались чаще всего с целью установления новых рекордов скорости и в рекламных целях. Научное и практическое значение этих попыток невелико, так как известно, что применение пороховых ракетных двигателей целесообразно лишь при больших скоростях передвижения, свойственных авиации и артиллерии. На фиг. 15 представлена схема рекордного автомобиля, имевшего сзади батарею пороховых ракетных двигателей. Испытания таких экипажей часто кончались катастрофой.



Фиг. 15. Автомобиль с пороховыми ракетными двигателями.

Как устроен и работает пороховой ракетный двигатель

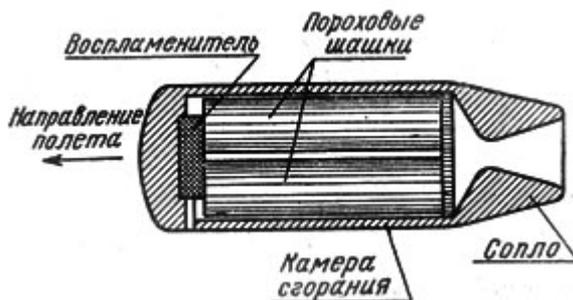
Основными конструктивными элементами порохового, как и любого другого ракетного двигателя, являются камера сгорания и сопло (фиг. 16).

Благодаря тому, что подача пороха, как и вообще всякого твердого топлива, в камеру сгорания представляет весьма трудную задачу, в пороховых РД весь запас топлива (пороха) размещается в камере сгорания и затем постепенно сгорает. Таким образом, объем камеры сгорания порохового РД определяется количеством размещаемого в ней пороха. По этой причине количество пороха в двигателе не может быть очень большим и пороховой РД обычно работает только несколько секунд (а иногда даже доли секунды).

Порох принадлежит к так называемым метательным взрывчатым веществам, которые в отличие от бризантных взрывчатых веществ не производят дробящего действия при своем разложении. Это объясняется значительно более медленным течением реакции разложения метательных ВВ. Тем не менее скорость горения пороха в стволах артиллерийских орудий весьма значительна. Если бы порох, размещенный в ракетной камере, горел с такой же скоростью, то давление пороховых газов было столь велико, что несомненно разорвало камеру, прочность которой неизмеримо меньше прочности артиллерийских стволов.

Если произойдет такой разрыв камеры, то ракета, конечно, никуда не полетит. С другой стороны, если порох будет гореть очень медленно, то секундный расход газов, а следовательно и тяга, будут малы. Поэтому должны быть приняты специальные меры, обеспечивающие нужную скорость горения пороха в камере сгорания РД. Эти меры в основном сводятся к определенной технологии изготовления пороха для ракетных двигателей.

Как известно, порох был изобретен в XIV веке. Этот порох, так называемый черный, представлял собой смесь селитры, серы и угля и в таком виде применялся в течение более 500 лет. Около 100 лет тому назад был изобретен так называемый бездымный порох, который имеет ряд преимуществ перед черным – он, как показывает его название, не образует дыма и, что очень важно, выделяет больше тепла при сгорании, что в случае ракетного двигателя обеспечивает большую скорость истечения и потому большую тягу. К числу бездымных порохов относятся пироксилиновый, нитроглицериновый и другие пороха. Они отличаются от черного пороха тем, что представляют собой уже не смесь, а однородные химические соединения, которые при реакции горения разлагаются, выделяя значительное количество тепла и образуя много пороховых газов. В ракетных двигателях в настоящее время обычно применяются различные сорта бездымного пороха. Черный порох иногда применяется в простейших ракетах – фейерверочных и других.



Фиг. 16. Схема порохового ракетного двигателя.

Химическая реакция разложения взрывчатых веществ протекает чрезвычайно быстро. При вспышке взрывчатое вещество разлагается за тысячные и даже десятитысячные доли секунды, скорость детонационной волны достигает тысяч метров в секунду. Но если горение распространяется по заряду с небольшой скоростью, то реакция разложения протекает

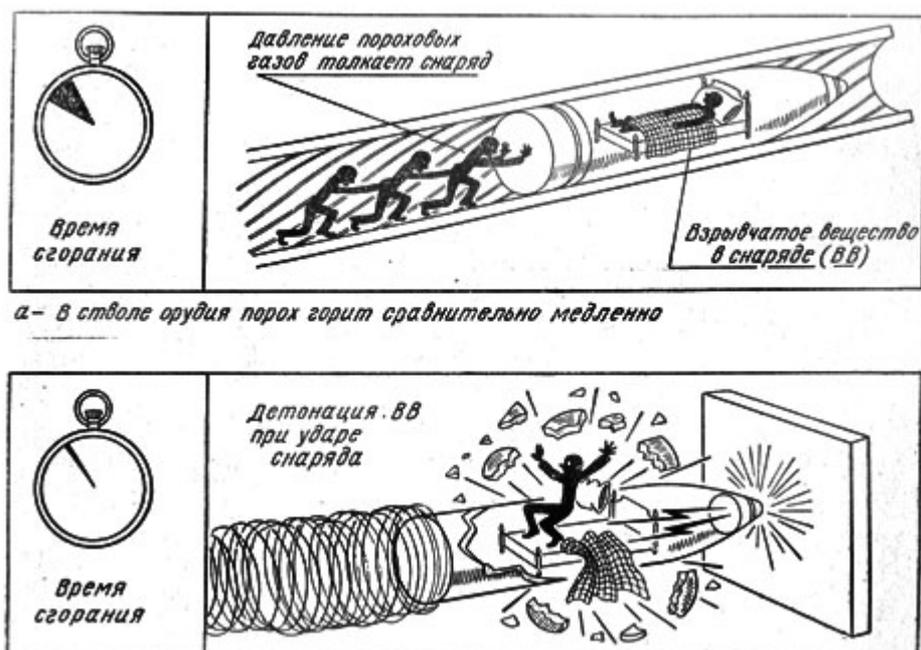
несравненно медленнее.

Если мы, например, изготовим из бездымного пороха плотный стержень и на открытом воздухе подожжем его с одного конца, то такая пороховая «свечка» будет постепенно сгорать ее скоростью около 1 мм/сек. Правда, для этой цели нужно будет тщательно проследить за тем, чтобы пламя не перебросилось вдоль по стержню по его наружной поверхности, для чего эту поверхность нужно плотно покрыть каким-нибудь изолирующим материалом.

Если мы теперь изготовим из пороха шар и подожжем его с поверхности, то время горения шара, очевидно, будет тем больше, чем больше сам шар. Если наш шар, например, будет иметь радиус 6 см, то он сгорит приблизительно за 1 минуту (вспомните свечку); если же радиус шара будет равен 12 см, то горение пороха будет длиться уже 2 минуты и так далее.

Чем меньше будут пороховые зерна, тем быстрее сгорит порох, так что тонкая пороховая пыль сгорит почти мгновенно, произойдет вспышка, так как химическая реакция будет протекать сразу по огромной суммарной поверхности мельчайших частиц. Следует отметить, что даже сравнительно медленно горящие вещества при сильном размельчении ведут себя так же (взрывается угольная пыль, мука и т. д.). Поэтому время сгорания пороха можно изменять, подбирая размер пороховых зерен. Пистолетный и ружейный порох делается очень мелким, так как в этом случае сгорание должно быть почти мгновенным; артиллерийский порох состоит обычно из довольно больших кусков (с кулак) шарообразной или цилиндрической формы, так как сгорание его должно длиться несколько сотых долей секунды, пока снаряд движется по стволу орудия (фиг. 17).

Судя по вышесказанному можно предположить, что зерна пороха для ракетных двигателей должны быть очень крупными. Первое время, однако, порох для ракет изготовлялся из мельчайших частиц (пороховая мука), но только плотно спрессованных. При таком прессовании внутри порохового заряда сохраняются небольшие воздушные каналы, по которым распространяется горение. Вследствие этого время сгорания получалось гораздо меньшим, чем при сплошном стержне, так как поверхность горения получалась большей. Вместе с тем, вспышки не получалось, если только порох был спрессован достаточно плотно; в противном случае воздушные каналы в заряде оказывались сообщенными между собой и горение мгновенно распространялось по всей массе заряда. При такой технологии изготовления порохового заряда часто применялась так называемая набивка с пролетным пространством, т. е. с выемкой внутри заряда. В этом случае горение распространяется вглубь заряда по всей поверхности пролетного пространства, вследствие чего время сгорания уменьшается. Кроме того, придавая различную форму пролетному пространству, можно до некоторой степени изменять продолжительность сгорания и, следовательно, тягу двигателя по времени.



а- в стволе орудия порох горит сравнительно медленно

Фиг. 17. Горение и детонация.

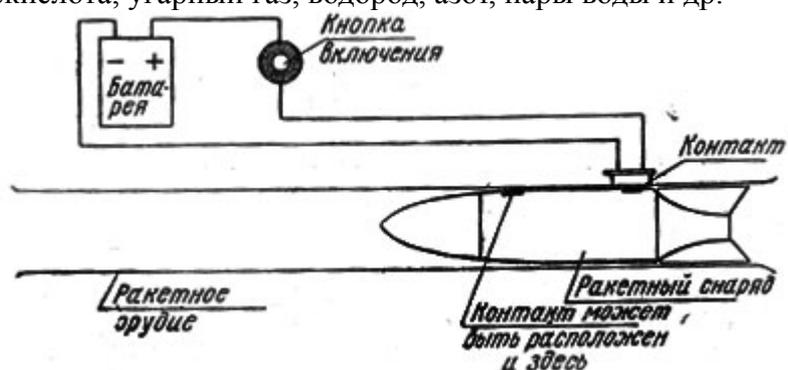
В последнее время сплошная набивка порохом почти не применяется и используется лишь для простейших ракет. Дело в том, что набивные заряды из черного пороха очень чувствительны к атмосферным условиям, в особенности к температуре окружающего воздуха. На холоде или от тряски заряд может растрескаться и, кроме того, между стенкой камеры сгорания и зарядом может образоваться зазор. Все это приводит к резкому уменьшению времени сгорания пороха и вследствие этого к разрыву ракеты. Поэтому в настоящее время пороховой заряд обычно составляется из одной или нескольких шашек в виде полых цилиндров (фиг. 18), а иногда из нескольких сплошных шашек с изолированной каким-либо покрытием наружной поверхностью (такие шашки горят только с торца). Горение полых цилиндрических шашек происходит как по наружной, так и по внутренней поверхности, так что уменьшение наружной поверхности по мере выгорания пороха компенсируется увеличением поверхности горения изнутри трубки. Вследствие этого общая поверхность горения, а потому давление в камере сгорания и тяга двигателя остаются почти постоянными. Иногда для этой цели применяется так называемый профильный порох, как, например, показанный внизу на фиг. 18 (применяются и более сложные формы сечения пороховых трубок), с которым выгорание пороха с торцов компенсируется увеличивающейся поверхностью горения изнутри каналов в порохе.

Следует особенно подчеркнуть, что приготовление порохового заряда даже для простейших ракет является весьма сложным и опасным процессом и никоим образом не должно производиться неопытными людьми.

Давление падает	Шар Цилиндр Лента
Давление остается постоянным	Полый цилиндр (Трубчатый порох)
Давление растет	Профильный порох

Фиг. 18. Продолжительность сгорания пороха, а следовательно, и давление в камере, зависят от формы зерен (шашек) пороха.

Воспламенение пороха осуществляется обычно с помощью электричества (фиг. 19); в начале поджигается специальный воспламенитель (чаще всего из черного пороха), от которого уже воспламеняется основной заряд. В результате горения пороха в камере сгорания образуются пороховые газы, имеющие большое давление и высокую температуру. В состав этих газов входят углекислота, угарный газ, водород, азот, пары воды и др.



Фиг. 19. Схема электрического запала пороха при запуске ракетного снаряда.

Температура пороховых газов в камере сгорания достигает 2000–2500 °С; она зависит, главным образом, от теплотворной способности пороха, т. е. от количества тепла, которое выделяется при сгорании 1 кг пороха¹.

Это количество тепла для современных ракетных порохов колеблется от 800 до 900 кал/кг. Следует заметить, что калорийность основной составной части бездымного пороха – нитроцеллюлозы – выше. Однако необходимость превращения последней в однородную желатинированную пороховую массу заставляет применять растворители, которые снижают калорийность пороха до указанного выше значения.

Теплотворную способность ракетных порохов и вместе с ней скорость истечения и тягу пороховых РД можно было бы повысить, если бы удалось подыскать такие растворители, которые устраняли бы взрывоопасность пороха и вместе с тем были сами достаточно калорийными. Жидкие топлива, применяющиеся в жидкостно-реактивных двигателях, обладают большей калорийностью, чем порох (примерно 1500–2000 кал/кг).

Давление пороховых газов в камере сгорания зависит от размеров проходного сечения сопла, точнее, от соотношения между поверхностью горения пороха и площадью этого сечения. Если бы сопло, через которое образующиеся пороховые газы вытекают в атмосферу, вообще отсутствовало, то давление в камере сгорания было бы очень высоким и достигало тысяч и даже десятков тысяч атмосфер.

В пороховых ракетных двигателях давление газов, конечно, гораздо меньше, так как образующиеся газы вытекают через сопло. Обычно это давление колеблется в пределах от 50 до 200 ата. Чем меньше площадь проходного сечения сопла, тем, при прочих равных условиях, это давление больше. При переходе к конструкции двигателя с повышенным давлением растет скорость истечения и тяга двигателя, но зато приходится делать более толстыми стенки камеры сгорания. Сравнительно небольшое давление по сравнению с давлениями в стволе артиллерийского орудия позволяет делать эти стенки тонкими; так, например, стенки камеры ракетного снаряда калибра 80-100 мм имеют толщину всего несколько миллиметров.

Скорость истечения газов в пороховом РД колеблется от 1500 до 2000 м/сек, в зависимости от применяемого пороха и конструкции сопла двигателя. В простейших пороховых двигателях, например фейерверочных ракетах, это сопло представляет собой простое отверстие в нижней крышке ракеты. В более совершенных двигателях внутреннее сечение сопла представляет собой канал, сначала сужающийся, а затем снова расширяющийся. Такой канал носит название сопла Лавалля и позволяет получать

¹ Эта температура зависит также от теплоемкости пороховых газов, времени сгорания и других факторов.

значительно большие скорости истечения².

Продолжительность работы порохового РД, вообще ограниченная количеством пороха, которое можно разместить в камере сгорания, зависит также от избранной скорости горения пороха. То же количество пороха можно сжечь за малое время, вследствие чего тяга будет большой, или же увеличить это время, так что тяга станет меньшей. Общее действие двигателя (или общий импульс), представляющее собой произведение тяги на время ее действия, останется при этом практически почти неизменным. Так, например, для одного и того же двигателя можно получить тягу 30 кг в течение 50 секунд или тягу 500 кг в течение 3 секунд; общий импульс в обоих случаях равен 1500 кг сек. Известна конструкция порохового РД, общий импульс которого достигает 45 000-50 000 кг сек; вес ракеты при этом равняется 1,5 тонны.

Применяемые пороховые ракетные двигатели имеют сравнительно небольшие размеры благодаря особенностям этого двигателя. В тех случаях, когда требуется увеличенная тяга, устанавливается несколько двигателей.

Простейшим и наиболее старым пороховым двигателем является фейерверочная ракета. Гильза ракеты (корпус) обычно делается из картона. В более мощных пороховых двигателях гильза изготавливается из латуни, стали или легких сплавов.

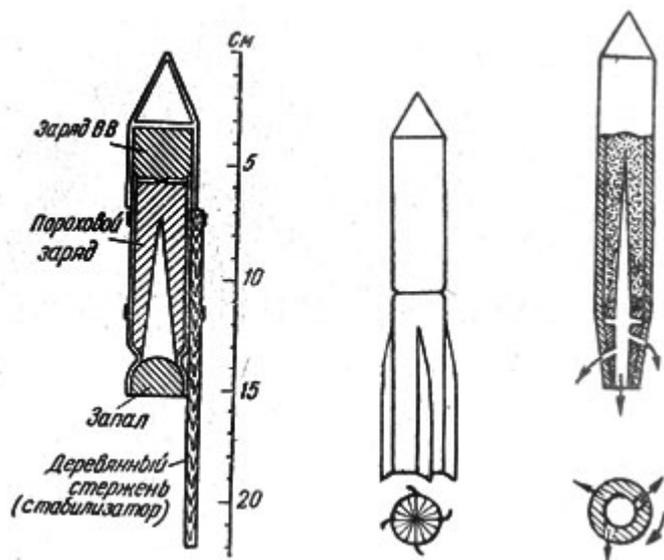
Аналогично устроена и градорассеивающая ракета, которая забрасывается с помощью порохового РД на высоту около 1 км, где происходит взрыв специального заряда взрывчатого вещества, находящегося в головке ракеты (фиг. 20). В ряде случаев с помощью таких ракет удавалось предотвратить выпадение града – град заменялся снегом или дождем, что объясняется интенсивным перемешиванием воздуха при взрыве ракеты.

Примерно такую же конструкцию имеют различные сигнальные ракеты, спасательные и другие. Основное отличие этих ракет заключается в том, как снаряжена их головка (несет ли она в себе светящийся состав, парашют и т. д.); двигатели же всех ракет весьма схожи между собой.

Устойчивость ракеты в полете достигается либо установкой специального стабилизатора, либо путем придания ракетному снаряду интенсивного вращения около его продольной оси. В боевых ракетах Константинова стабилизатор представлял собой деревянный стержень, прикрепленный к хвостовой части ракеты и далеко выступавший за ее задний обрез. В современных ракетных снарядах стабилизатор выполняется в виде стальных пластин, составляющих хвостовое оперение ракеты. Иногда устраивают косопопоставленное (или спиральное) оперение, благодаря которому ракетный снаряд при полете в воздухе оказывается не только устойчивым, но и приобретает вращение около своей продольной оси, что улучшает кучность боя. Схема снаряда со спиральным оперением изображена на фиг. 21.

Второй способ обеспечения устойчивости ракетного снаряда, именно придание ему интенсивного вращения, как у артиллерийского снаряда, выпускаемого из нарезного орудия, достигается путем замены одного сопла коллектором сопел, расположенных под углом к оси снаряда. Благодаря такому устройству газовая струя, а следовательно и реактивная сила, направлены не только по оси снаряда, но и по касательной к нему, в результате чего снаряд приобретает быстрое вращение. Схема такого снаряда изображена на фиг. 22.

2 Об этом подробнее рассказано в разделе о ракетном двигателе на жидком топливе (ЖРД).



Фиг. 20. Градорассеивающая ракета.

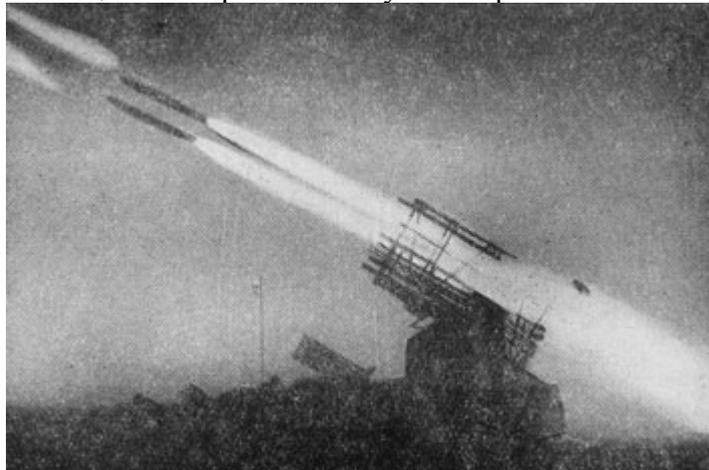
Фиг. 21. Ракета с винтовым стабилизатором.

Фиг. 22. Ракета, вращающаяся под действием выходящих пороховых газов.

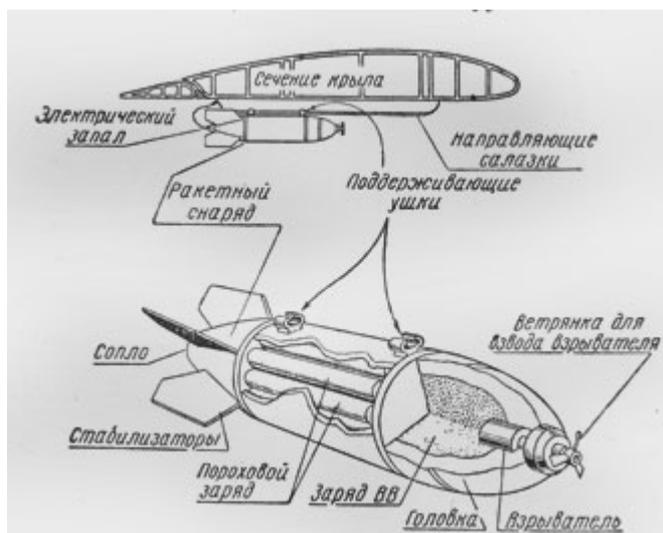
На фиг. 23 показано ракетное орудие, снятое в момент выстрела. На снимке видно несколько смонтированных на одной установке легких устройств ферменного типа для запуска ракетных снарядов.

Устройство авиационного ракетного снаряда показано на фиг. 24.

Стартовые пороховые ракетные двигатели, служащие для облегчения взлета самолетов, имеют продолжительность работы 4-10 секунд. В качестве примера приведем данные одного такого двигателя: заряд бездымного пороха – 12 кг, общий вес ракеты – 30 кг, тяга – 500 кг в течение 4 секунд. Обычно применяется батарея из нескольких таких ракет, например, от четырех до шести, так что общая тяга при этом получается равной 2000–3000 кг.



Фиг. 23. Ракетное орудие ведет огонь.



Фиг. 24. Устройство авиационного ракетного снаряда.

В заключение укажем, что были созданы пороховые ракетные двигатели и весьма внушительных размеров с тягой свыше 50 тонн. Однако эти двигатели были рассчитаны на очень кратковременное действие (меньше секунды).



4. РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ (ЖРД)

Работы Константина Эдуардовича Циолковского

Благодаря своим особенностям пороховые ракетные двигатели и жидкостно-реактивные двигатели (ЖРД) как бы взаимно дополняют друг друга в отношении своего применения. Пороховые двигатели обычно применяются в тех случаях, когда требуется двигатель одноразового действия с малой продолжительностью работы (секунды), чем и объясняется сравнительная простота их устройства. Жидкостно-реактивные двигатели имеют гораздо большую продолжительность работы (минуты и часы) и в случае надобности (например в авиации) их тяга может регулироваться, т. е. изменяться от нуля (выключение двигателя), до максимума. Они сложнее и дороже, чем пороховые двигатели.

Жидкостно-реактивные двигатели благодаря этим своим свойствам применяются главным образом как двигатели для самолетов и мощных дальнебойных ракет. Именно этим двигателям, очевидно, суждено быть двигателями космических кораблей, на которых в будущем, может быть не столь отдаленном, люди отправятся для исследования окружающей нас вселенной.

Кто из нас не мечтал, глядя на Луну и звезды, рассматривая в телескоп планеты, слушая лекции и читая книги о возможности жизни на других небесных телах, о том времени, когда человеческий гений сделает невозможное возможным, и нога человека, победителя природы, впервые вступит на почву Марса или Венеры? Кто не зачитывался фантастическими романами о межпланетных путешествиях? Кто не испытывал чувства зависти к выдуманным героям, совершающим межпланетное путешествие в фантастическом космическом корабле?

Однако только с тех пор, как проблема космических путешествий стала не только излюбленной, с легкой руки Жюль-Верна, темой романистов, но и предметом глубокого исследования ученых, она превратилась из мечты в реальную возможность и, вероятно, не за

горами то время, когда эти путешествия станут реальной действительностью.

Мы говорим об этом так сейчас, опираясь на глубоко разработанную теорию, на разносторонние труды многочисленных талантливых ученых и исследователей, на многие достижения современной нам науки и техники. При этом мы с горячей признательностью вспоминаем имена людей, кому мы этим обязаны, имена ученых, заложивших основы этой теории, создавших, по существу, целую новую отрасль науки, проторивших новые пути в неизведанной области знания.

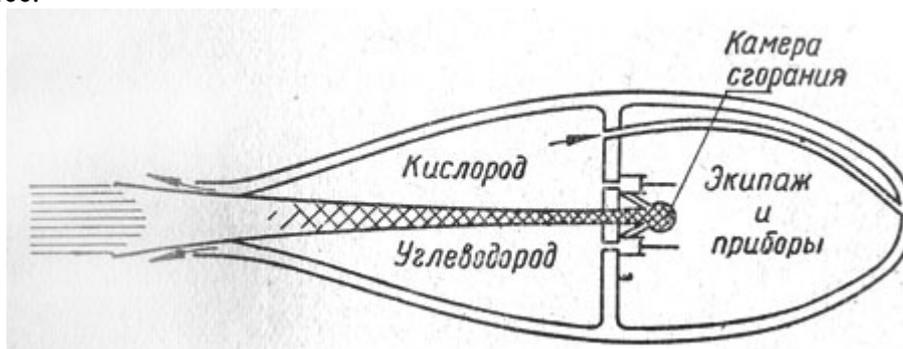
Впереди этой славной плеяды ученых золотыми буквами в истории науки вписано имя родоначальника ракетоплавания, создателя научной космонавтики, замечательного русского ученого Константина Эдуардовича Циолковского.

Более 50 лет тому назад Циолковский, тогда скромный калужский учитель, впервые в мире глазами ученого взглянул на то, что ранее казалось только несбыточной, безудержной фантазией. Строгим языком науки Циолковский в своих многочисленных, ставших теперь классическими и известными всему цивилизованному миру, трудах изложил основы теории межпланетных путешествий, раскрыл лежащие в основе этой теории законы, неопровержимо доказал, что будущий космический корабль будет несомненно ракетным, что двигателем этого корабля будет жидкостно-реактивный двигатель. Циолковский разработал первые проекты этих двигателей, принципиальные схемы которых легли в основу современных двигателей этого типа.

Всю свою жизнь Циолковский посвятил науке, но только в годы советской власти его гений раскрылся в полной мере: Циолковскому были созданы должные условия и он смог полностью отдаться любимому делу – ракетной технике. «Лишь Октябрь – писал Циолковский в письме к товарищу Сталину – принес признание трудам самоучки». Не удивительно поэтому, что перед смертью (Циолковский умер в 1935 г.) великий русский ученый-патриот передал «все свои труды по авиации, ракетоплаванию и межпланетным сообщениям партии большевиков и советской власти – подлинным руководителям человеческой культуры».

В 1903 г. Циолковский опубликовал работу «Исследование мировых пространств реактивными приборами»¹ – первую в мире научную работу о космических путешествиях с помощью ракетных кораблей. В этой работе он подробно описал проект разработанного им ракетного корабля с установленным на нем жидкостно-реактивным двигателем. Двигатель должен был работать на жидком углеводороде (бензин, керосин и т. д.) в качестве горючего и жидком кислороде – в качестве окислителя (фиг. 25). Эта схема двигателя предвосхищает проекты, осуществленные только через 40 лет после выхода в свет книжки Циолковского.

Следует отметить, что Циолковский разрабатывал не только проблемы далекого будущего, связанные с космическими кораблями, но и написал ряд работ, посвященных применению ракетных и воздушно-реактивных двигателей на самолетах. Ему принадлежит пророческое заявление, сбывающееся у нас на глазах: «За эрой аэропланов винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных». Это проникновенное утверждение ученого было сделано тогда, когда еще ни один реактивный самолет не поднимался в небо, мало того, когда в большинстве стран к самой идее создания реактивного самолета относились как к утопической затее.



¹ При переиздании этой работы в 1924 г. и позже она называлась «Ракета в космическое пространство».

Фиг. 25. Космический ракетный корабль Циолковского (1903 г.).

Циолковский, являвшийся пионером в области ракетоплавания, родоначальником ракетной авиации, стал главой советской школы, идейным вдохновителем большой группы советских ученых в области ракетной техники.

Несколько позже, и вначале независимо, от Циолковского, над проблемами ракетоплавания работал талантливый ученый-самоучка изобретатель Ю. В. Кондратюк, ряд новых вопросов разрешил рано умерший энтузиаст ракетного дела инженер Ф. А. Цандер, много сделал проф. В. П. Ветчинкин и другие русские исследователи, конструкторы, инженеры, посвятившие себя работе в области ракетной техники. Именно благодаря их самоотверженному труду советская наука и техника в этой новой и столь многообещающей области занимает ведущее место.

Вопреки официальной буржуазной науке, замалчивающей и извращающей истинную роль русских ученых, ученые всего мира неоднократно признавали приоритет русской науки в области ракетоплавания и ведущую роль в ней Циолковского. Вот, например, что писал Циолковскому в свое время видный немецкий ученый Оберт, руководивший там работами по ракетной технике: «Вы зажгли огонь... и мы приложим все усилия, чтобы исполнилась величайшая мечта человечества».

Все работы Циолковского, и в первую голову его работы по космонавтике, были проникнуты высокими идеями гуманизма. Хорошо сказал о Циолковском академик Ферсман: «Борьба за космическую ракету была для него лишь одним из путей к созданию нового человеческого общества и нового человека».

Неудивительно, что немецко-фашистские захватчики, временно заняв Калугу, город, где жил и трудился Циолковский, варварски разрушили дом-музей великого ученого, с любовью сохранявшийся после его смерти советским народом.

Топливо для жидкостно-реактивного двигателя

Важнейшие свойства и характеристики жидкостно-реактивного двигателя, да и сама конструкция его, прежде всего зависят от топлива, которое применяется в двигателе.

Основным требованием, которое предъявляется к топливу для ЖРД, является высокая теплотворная способность, т. е. большое количество тепла, выделяющееся при сгорании 1 кг топлива¹. Чем больше теплотворная способность, тем, при прочих равных условиях, больше скорость истечения и тяга двигателя. Более правильным является сравнение различных топлив не по их калорийности, а непосредственно по скорости истечения, которую они обеспечивают в равных условиях, или, что то же самое, по удельной тяге.

Помимо этого главного свойства топлив для ЖРД к ним обычно предъявляются и некоторые другие требования. Так например, большое значение имеет удельный вес топлива, так как запас топлива на самолете или ракете обычно ограничивается не его весом, а объемом топливных баков. Поэтому чем плотнее топливо, т. е. чем больше его удельный вес, тем больше по весу войдет топлива в те же топливные баки и, следовательно, будет больше продолжительность полета. Важно также, чтобы топливо не вызывало коррозии, т. е. разъедания ржавчиной, деталей двигателя, было просто и безопасно в хранении и перевозке, не было дефицитным по источникам сырья.

Наиболее часто в настоящее время в ЖРД применяются так называемые двухкомпонентные топлива, т. е. топлива раздельной подачи. Эти топлива состоят из двух жидкостей, хранящихся в отдельных баках; одна из этих жидкостей, обычно называемая горючим, чаще всего представляет собой вещество, принадлежащее к классу углеводородов,

¹ При этом, естественно, подразумевается, что топливо при горении не только выделяет тепло, но и образует в большом количестве газообразные продукты сгорания, воспринимающие это тепло и способные производить работу.

т. е. состоит из атомов углерода и водорода, а иногда содержит и атомы иных химических элементов – кислорода, азота и других. Горючим этот компонент (составную часть) топлива называют потому, что при его сгорании, т. е. соединении с кислородом, выделяется значительное количество тепла.

Другой компонент топлива, так называемый окислитель, содержит кислород, необходимый для сгорания, т. е. окисления горючего, почему этот компонент и получил название окислителя. Окислителем может служить чистый кислород в жидком состоянии, а также озон или какой-либо кислородоноситель, т. е. вещество, содержащее кислород в химически связанном виде: например, перекись водорода, азотная кислота и другие кислородные соединения. Как известно, в воздушно-реактивных двигателях, как и в обычных двигателях внутреннего сгорания, окислителем служит кислород атмосферы.

В случае двухкомпонентного топлива обе жидкости по отдельным трубопроводам подаются в камеру сгорания, где и происходит процесс горения, т. е. окисления горючего кислородом окислителя. При этом выделяется большое количество тепла, вследствие чего газообразные продукты сгорания приобретают высокую температуру.

Наряду с двухкомпонентными топливами существуют и так называемые однокомпонентные, или унитарные, топлива, т. е. топлива, представляющие собой одну жидкость. Однокомпонентным топливом может служить либо смесь двух веществ, реагирующих лишь в определенных условиях, которые создаются в камере, либо какое-нибудь химическое вещество, при некоторых условиях, обычно в присутствии соответствующего катализатора, разлагающееся с выделением тепла. Таким однокомпонентным топливом является, например, высоко-концентрированная (крепкая) перекись водорода.

Перекись водорода в качестве однокомпонентного топлива имеет лишь ограниченное применение. Это объясняется тем, что при реакции разложения перекиси водорода с образованием паров воды и газообразного кислорода выделяется лишь сравнительно небольшое количество тепла. Вследствие этого скорость истечения оказывается относительно невысокой, практически она не превышает 1200 м/сек . Так как температура реакции разложения невелика (около 500°C), то такую реакцию обычно называют «холодной», в отличие от реакций со сгоранием, хотя бы с той же перекисью водорода в качестве окислителя, когда температура бывает в несколько раз больше («горячие» реакции). Мы потом познакомимся со случаями использования «холодной» реакции разложения перекиси водорода.

Практически все существующие жидкостно-реактивные двигатели работают на двухкомпонентном топливе. Однокомпонентные топлива не применяются, так как при значительной теплотворной способности, большей чем 800 кал/кг , они взрывоопасны. Состав топлива, т. е. выбор определенной пары «горючее-окислитель», может быть при этом самым различным, хотя в настоящее время предпочтение отдается нескольким определенным комбинациям, получившим наиболее широкое применение. Вместе с тем производятся энергичные поиски лучших топлив для ЖРД, и в этом отношении действительно имеются огромные возможности.

Применяемые в настоящее время двухкомпонентные топлива обычно делятся на самореагирующие, или самовоспламеняющиеся, и несамореагирующие, или топлива принудительного зажигания. Самовоспламеняющееся топливо, как показывает само название, состоит из таких компонентов «горючее – окислитель», которые при смешении их в камере сгорания двигателя самовоспламеняются. Реакция горения начинается сразу же после соприкосновения обоих компонентов и идет до полного израсходования одного из них. Несамовоспламеняющееся топливо требует специальных приспособлений для воспламенения смеси, т. е. для начала реакции горения. Эти запальные приспособления – впрыск каких-нибудь самовоспламеняющихся жидкостей, различные пиротехнические запалы, для сравнительно маломощных двигателей – электрическое зажигание и другие, – необходимы, однако, только при запуске двигателя, так как затем новые порции топлива,

поступающего в камеру сгорания, воспламеняются от уже существующего в камере постоянного очага горения или, как говорят, факела пламени.

В настоящее время применяются как самовоспламеняющиеся, так и несамовоспламеняющиеся топлива и отдать предпочтение какому-либо одному из этих двух видов затруднительно, так как обоим типам топлива свойственны серьезные недостатки.

Несамовоспламеняющиеся топлива представляют большую опасность в эксплуатации, так как из-за неполадок в зажигании при запуске двигателя или возможных перебоев в горении при его работе, в камере сгорания даже за доли секунды накапливаются большие количества топлива. Это топливо, представляющее собой сильно взрывчатую смесь, затем воспламеняется, что чаще всего ведет к взрыву и катастрофе.

С другой стороны, известные самовоспламеняющиеся топлива обычно менее калорийны, чем несамовоспламеняющиеся. Кроме того, они должны применяться совместно с добавочными веществами, обеспечивающими энергичное начало и дальнейшее протекание реакции горения. Эти добавочные вещества, так называемые иницирующие вещества и катализаторы, добавляемые либо к окислителю, либо к горючему, усложняют эксплуатацию топлива, так как оно становится при этом неоднородным (приходится считаться с расслаиванием и другими свойствами неоднородных жидкостей). Пожалуй, наибольшим недостатком этих топлив является пожарная опасность при их эксплуатации. При малейшей течи компонентов топлива на самолете или ракете может возникнуть пожар, так как компоненты при смешении воспламеняются.

Мы упомянем лишь о наиболее распространенных топливах. В качестве окислителя в настоящее время наиболее часто применяются жидкий кислород и азотная кислота; применялась также перекись водорода. Каждый из этих окислителей имеет свои достоинства и недостатки. Жидкий кислород обладает тем преимуществом, что является 100 %-ным окислителем, т. е. не содержит в себе балластного вещества, не принимающего участия в горении (что имеет место для других двух окислителей), вследствие чего для сгорания того же количества горючего жидкого кислорода требуется по весу меньше, чем других окислителей. Одним из недостатков кислорода является то, что он при обычной температуре, как известно, находится в газообразном состоянии, вследствие чего для сжижения его приходится охлаждать до температуры минус 183 °С и хранить в специальных сосудах, типа дьюаровских, таких, например, какие применяются в термосах. Даже в таких сосудах кислород быстро испаряется, до 5 % в день. Перекись водорода, применявшаяся в качестве окислителя, имела очень высокую концентрацию, до 90 %; производство перекиси такой концентрации сложно и было освоено только в связи с ее применением в качестве окислителя для ЖРД. Концентрированная перекись весьма неустойчива, т. е. разлагается при хранении, которое поэтому становится серьезной задачей – для этой цели применялись различные стабилизирующие присадки. Азотная кислота неудобна тем, что в водных растворах вызывает коррозию многих металлов (обычно она хранится в алюминиевых баках).

В качестве горючих в настоящее время чаще всего применяются погонны нефти – керосин и бензин, а также спирт. Теоретически идеальным горючим является жидкий водород, в особенности с жидким кислородом в качестве окислителя, но его не применяют, так как такое топливо представляет большую опасность и его трудно хранить, а также потому, что жидкий водород имеет очень небольшой удельный вес (он почти в 15 раз легче воды), вследствие чего требует очень больших топливных баков.

В настоящее время наиболее часто применяют в качестве топлива для ЖРД либо керосин или бензин с азотной кислотой, либо спирт с жидким кислородом. Скорость истечения, которую обеспечивают эти топлива в современных двигателях, колеблется в пределах 2000–2500 м/сек, причем топлива с азотной кислотой дают значения, приближающиеся к нижнему из указанных пределов.

Сгорание жидкого водорода в жидком кислороде теоретически дало бы наибольшее значение скорости истечения, равное 3500 м/сек. Однако действительное значение скорости истечения при таком сгорании значительно меньше из-за различных потерь, в частности,

из-за так называемой термической диссоциации, т. е. распада продуктов сгорания, который происходит при высокой температуре в камере сгорания и связан с затратой тепла.

В связи с большей калорийностью (теплотворной способностью) жидких топлив по сравнению с порохом скорость истечения газов в ЖРД получается большей, чем в пороховых двигателях, именно 2000–2500 м/сек вместо 1500–2000 м/сек. Для сравнения укажем, что при сгорании бензина в воздухе в современных воздушно-реактивных двигателях скорость истечения продуктов горения не превышает 700–800 м/сек.

Следует отметить, что применяющиеся в настоящее время топлива для ЖРД обладают серьезными недостатками, в первую очередь недостаточной калорийностью, и потому не могут считаться удовлетворительными. Подбор новых, улучшенных топлив – одна из важнейших задач совершенствования ЖРД. Однако более неотложной задачей является разработка таких конструкций ЖРД, которые позволили бы полностью использовать как лучшие из существующих, так и новые, более совершенные, топлива. Важнейшее требование, которое при этом предъявляется двигателю, это надежная работа при очень высоких температурах, развивающихся при сгорании высококалорийных топлив.

Как устроен и работает жидкостно-реактивный двигатель

Жидкостно-реактивные двигатели применяются в настоящее время в качестве двигателей для тяжелых ракетных снарядов противовоздушной обороны, дальних и стратосферных ракет, ракетных самолетов, ракетных авиабомб, воздушных торпед и т. д. Иногда ЖРД применяются и в качестве стартовых двигателей для облегчения взлета самолетов.

Имея в виду основное назначение ЖРД, мы ознакомимся с их устройством и работой на примерах двух двигателей: одного – для дальней или стратосферной ракеты, другого – для ракетного самолета. Эти конкретные двигатели далеко не во всем являются типичными и, конечно, уступают по своим данным новейшим двигателям этого типа, но все же являются во многом характерными и дают довольно ясное представление о современном жидкостно-реактивном двигателе.

ЖРД для дальней или стратосферной ракеты

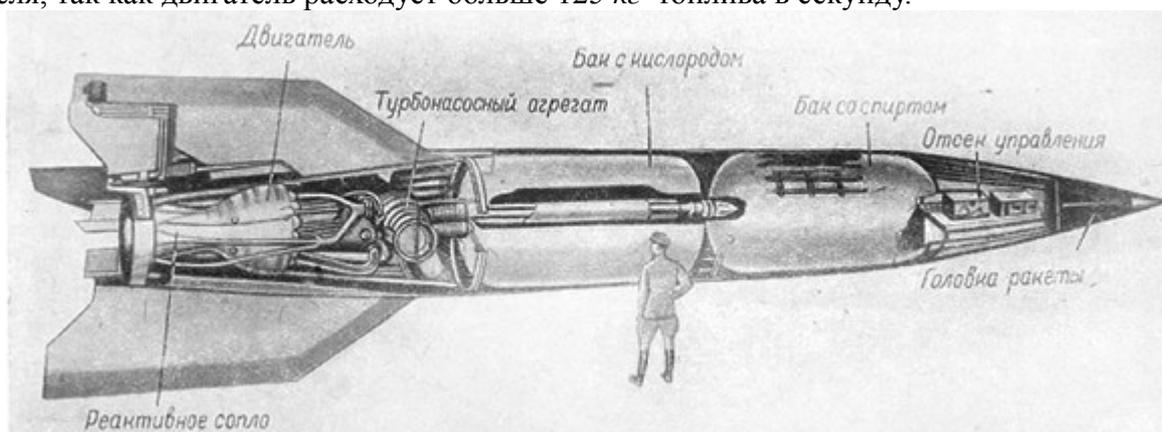
Ракеты этого типа применялись либо в качестве дальнобойного сверхтяжелого снаряда, либо для исследования стратосферы. Для военных целей они были применены немцами для бомбардировки Лондона в 1944 г. Эти ракеты имели около тонны взрывчатого вещества и дальность полета около 300 км. При исследовании стратосферы головка ракеты вместо взрывчатки несет в себе различную исследовательскую аппаратуру и обычно имеет приспособление для отделения от ракеты и спуска на парашюте. Высота подъема ракеты 150–180 км.

Внешний вид такой ракеты представлен на фиг. 26, а ее разрез на фиг. 27. Фигуры людей, стоящих рядом с ракетой, дают представление о внушительных размерах ракеты: ее общая длина равна 14 м, диаметр около 1,7 м, а по оперению около 3,6 м, вес снаряженной ракеты со взрывчаткой – 12,5 тонны.



Фиг. 26. Подготовка к запуску стратосферной ракеты.

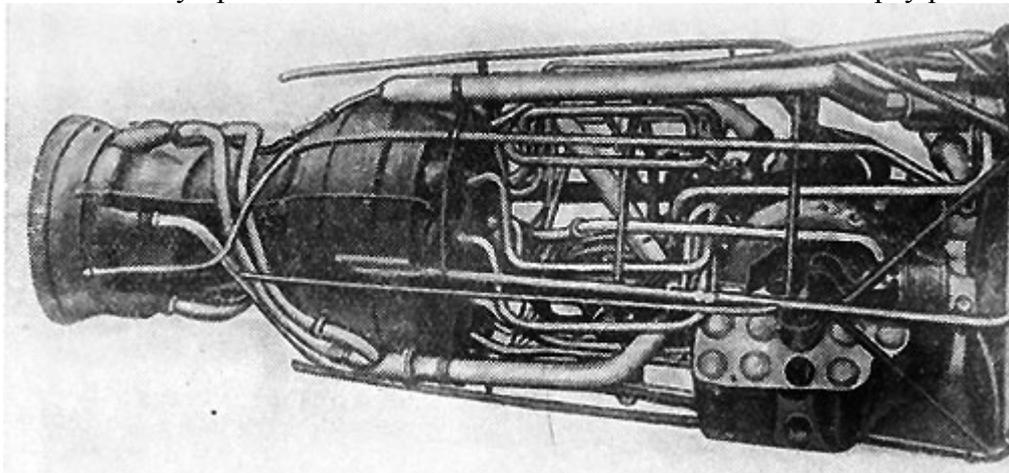
Ракета движется с помощью жидкостно-реактивного двигателя, расположенного в ее задней части. Общий вид двигателя показан на фиг. 28. Двигатель работает на двухкомпонентном топливе – обычном винном (этиловом) спирте 75 %-ной крепости и жидком кислороде, которые хранятся в двух отдельных больших баках, как это показано на фиг. 27. Запас топлива на ракете – около 9 тонн, что составляет почти 3/4 общего веса ракеты, да и по объему топливные баки составляют большую часть всего объема ракеты. Несмотря на такое огромное количество топлива его хватает всего только на 1 минуту работы двигателя, так как двигатель расходует больше 125 кг топлива в секунду.



Фиг. 27. Разрез ракеты дальнего действия.

Количество обоих компонентов топлива, спирта и кислорода, рассчитывается так, чтобы они выгорали одновременно. Так как для сгорания 1 кг спирта в данном случае расходуется около 1,3 кг кислорода, то бак для горючего вмещает примерно 3,8 тонны

спирта, а бак для окислителя – около 5 тонн жидкого кислорода¹. Таким образом даже в случае применения спирта, который требует для сгорания значительно меньше кислорода, чем бензин или керосин, заполнение обоих баков одним только горючим (спиртом) при использовании атмосферного кислорода увеличило бы продолжительность работы двигателя в два-три раза. Вот к чему приводит необходимость иметь окислитель на борту ракеты.

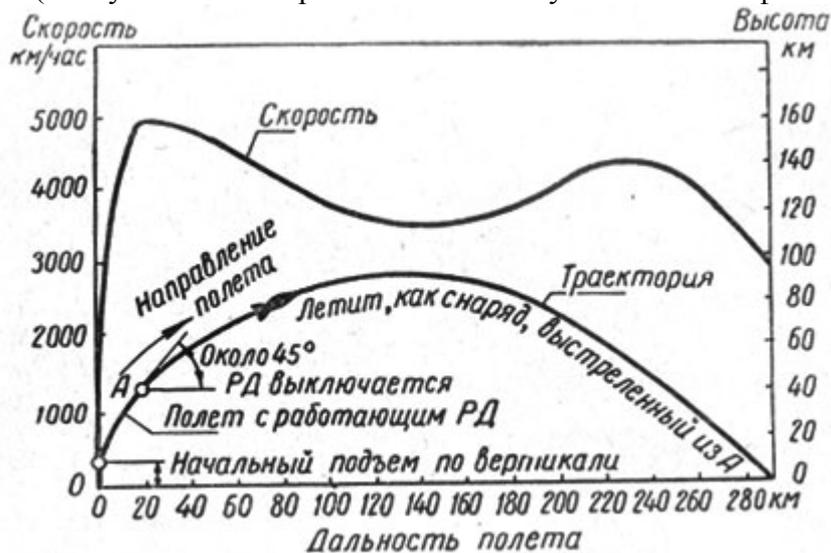


Фиг. 28. Двигатель ракеты.

Невольно возникает вопрос: как же ракета покрывает расстояние в 300 км, если двигатель работает всего только 1 минуту? Объяснение этому дает фиг. 33, на которой представлена траектория полета ракеты, а также указано изменение скорости вдоль траектории.

Запуск ракеты осуществляется после установки ее в вертикальное положение с помощью легкого пускового устройства, как это видно на фиг. 26. После запуска ракета вначале поднимается почти вертикально, а по истечении 10–12 секунд полета начинает отклоняться от вертикали и под действием рулей, управляемых гироскопами, движется по траектории, близкой к дуге окружности. Такой полет длится все время, пока работает двигатель, т. е. примерно в течение 60 сек.

Когда скорость достигает расчетной величины, приборы управления выключают двигатель; к этому моменту в баках ракеты почти не остается топлива. Высота ракеты к моменту окончания работы двигателя равняется 35–37 км, а ось ракеты составляет с горизонтом угол в 45° (этому положению ракеты соответствует точка А на фиг. 29).



¹ Для полного сгорания 1 кг спирта потребовалось бы свыше 2 кг кислорода. В некоторых случаях соотношение весов кислорода и спирта на ракете отвечало расходу 1,2 кг кислорода на 1 кг спирта.

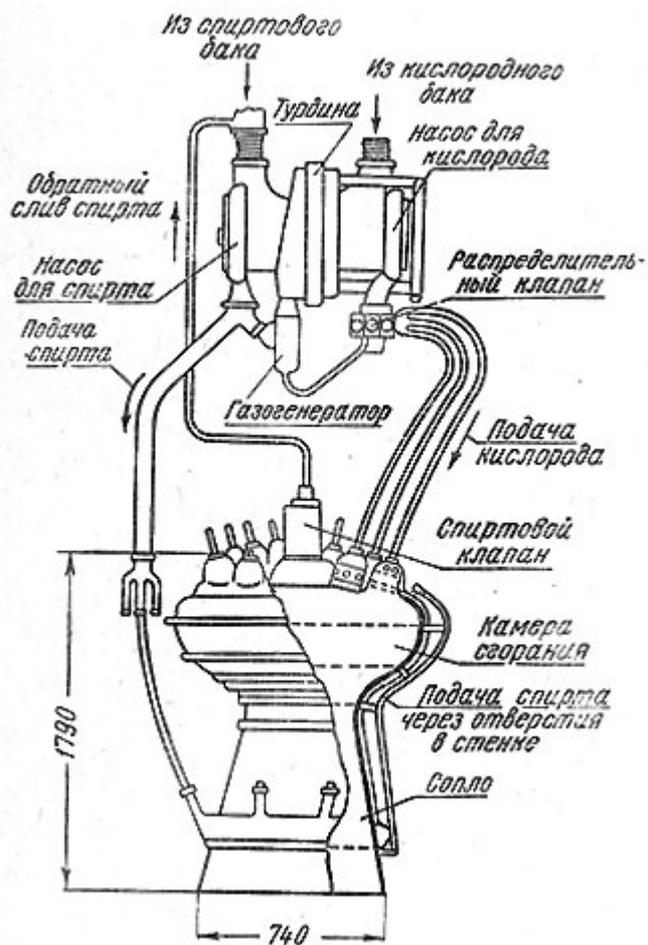
Фиг. 29. Траектория полета дальней ракеты.

Такой угол возвышения обеспечивает максимальную дальность в последующем полете, когда ракета движется по инерции, подобно артиллерийскому снаряду, который вылетел бы из орудия, обрез ствола которого находится на высоте 35–37 км. Траектория дальнейшего полета близка к параболе, а общее время полета равно приблизительно 5 мин. Максимальная высота, которой достигает при этом ракета, составляет 95–100 км, стратосферные же ракеты достигают значительно больших высот, более 150 км. На фотографиях, сделанных с этой высоты аппаратом, установленным на ракете, уже отчетливо видна шарообразность земли.

Интересно проследить, как изменяется скорость полета по траектории. К моменту выключения двигателя, т. е. после 60 секунд полета, скорость полета достигает наибольшего значения и равна примерно 5500 км/час, т. е. 1525 м/сек. Именно в этот момент мощность двигателя становится также наибольшей, достигая для некоторых ракет почти 600.000 л. с. ! Далее под воздействием силы тяжести скорость ракеты уменьшается, а после достижения наивысшей точки траектории по той же причине снова начинает расти до тех пор, пока ракета не войдет в плотные слои атмосферы. В течение всего полета, кроме самого начального участка – разгона, – скорость ракеты значительно превышает скорость звука, средняя скорость по всей траектории составляет примерно 3500 км/час и даже на землю ракета падает со скоростью, в два с половиной раза превышающей скорость звука и равной 3000 км/час. Это значит, что мощный звук от полета ракеты доносится лишь после ее падения. Здесь уже не удастся уловить приближение ракеты с помощью звукоулавливателей, обычно применяющихся в авиации или морском флоте, для этого потребуются совсем другие методы. Такие методы основаны на применении вместо звука радиоволн. Ведь радиоволна распространяется со скоростью света – наибольшей скоростью, возможной на земле. Эта скорость, равная 300 000 км/сек, конечно, более чем достаточна, чтобы отметить приближение самой быстролетящей ракеты.

С большой скоростью полета ракет связана еще одна проблема. Дело в том, что при больших скоростях полета в атмосфере, вследствие торможения и сжатия воздуха, набегающего на ракету, температура ее корпуса сильно повышается. Расчет показывает, что температура стенок описанной выше ракеты должна достигать 1000–1100 °С. Испытания показали, правда, что в действительности эта температура значительно меньше из-за охлаждения стенок путем теплопроводности и излучения, но все же она достигает 600–700 °С, т. е. ракета нагревается до красного каления. С увеличением скорости полета ракеты температура ее стенок будет быстро расти и может стать серьезным препятствием для дальнейшего роста скорости полета. Вспомним, что метеориты (небесные камни), врывающиеся с огромной скоростью, до 100 км/сек, в пределы земной атмосферы, как правило, «сгорают», и то, что мы принимаем за падающий метеорит («падающую звезду») есть в действительности только сгусток раскаленных газов и воздуха, образующийся в результате движения метеорита с большой скоростью в атмосфере¹. Поэтому полеты с весьма большими скоростями возможны лишь в верхних слоях атмосферы, где воздух разрежен, или за ее пределами. Чем ближе к земле, тем меньше допустимые скорости полета.

¹ Обычно размеры метеоритов очень невелики, не более 1 мм. Земли достигают самые крупные метеориты, которые не успевают «сгореть» и лишь оплавляются с поверхности. Поэтому падение метеорита на землю сравнительно редкое явление.



Фиг. 30. Схема устройства двигателя ракеты.

Схема двигателя ракеты представлена на фиг. 30. Обращает на себя внимание относительная простота этой схемы по сравнению с обычными поршневыми авиационными двигателями¹; в особенности характерно для ЖРД почти полное отсутствие в силовой схеме двигателя движущихся частей. Основными элементами двигателя являются камера сгорания, реактивное сопло, парогенератор и турбонасосный агрегат для подачи топлива и система управления.

В камере сгорания происходит сгорание топлива, т. е. преобразование химической энергии топлива в тепловую, а в сопле – преобразование тепловой энергии продуктов сгорания в скоростную энергию струи газов, вытекающих из двигателя в атмосферу. Как изменяется состояние газов при течении их в двигателе показано на фиг. 31.

Давление в камере сгорания равно 20–21 ата, а температура достигает 2 700 °С². Характерным для камеры сгорания является огромное количество тепла, которое выделяется в ней при сгорании в единицу времени или, как говорят, теплонапряженность камеры. В этом отношении камера сгорания ЖРД значительно превосходит все другие известные в технике топочные устройства (топки котлов, цилиндры двигателей внутреннего сгорания и другие). В данном случае в камере сгорания двигателя в секунду выделяется такое количество тепла, которое достаточно для того, чтобы вскипятить более 1,5 тонны ледяной воды! Чтобы камера сгорания при таком огромном количестве выделяющегося в ней тепла не вышла из строя,

¹ Конечно, речь может идти только о простоте схемы двигателя ракеты по сравнению с поршневым двигателем. По сравнению с другими ЖРД этот двигатель вовсе не отличается большой простотой. В конструкции двигателя немало весьма сложных элементов, в особенности в системе управления и регулирования.

² По другим данным давление равно 15–16 ата, а температура 2400–2500 °С.

необходимо интенсивно охлаждать ее стенки, как, впрочем, и стенки сопла. Для этой цели, как это видно на фиг. 30, камера сгорания и сопло охлаждаются горючим – спиртом, который сначала омывает их стенки, а уже затем, подогретый, поступает в камеру сгорания. Эта система охлаждения, предложенная еще Циолковским, выгодна также и потому, что тепло, отведенное от стенок, не теряется и снова возвращается в камеру (такую систему охлаждения называют поэтому иногда регенеративной). Однако одного только наружного охлаждения стенок двигателя оказывается недостаточно, и для понижения температуры стенок одновременно применяется охлаждение их внутренней поверхности. Для этой цели стенки в ряде мест имеют небольшие сверления, расположенные в нескольких кольцевых поясах, так что через эти отверстия внутрь камеры и сопла поступает спирт (около 1/10 от общего его расхода). Холодная пленка этого спирта, текущего и испаряющегося на стенках, предохраняет их от непосредственного соприкосновения с пламенем факела и тем снижает температуру стенок. Несмотря на то, что температура газов, омывающих изнутри стенки, превышает 2500 °С, температура внутренней поверхности стенок, как показали испытания, не превышает 1 000 °С.

	Диаметр, мм
	Давление, кг/см ²
	Температура, °абс
	Скорость, м/сек



Фиг. 31. Изменение состояния газов в двигателе.

Топливо подается в камеру сгорания через 18 горелок-форкамер, расположенных на ее торцевой стенке. Кислород поступает внутрь форкамер через центральные форсунки, а спирт, выходящий из рубашки охлаждения, – через кольцо маленьких форсунок вокруг каждой форкамеры. Таким образом обеспечивается достаточно хорошее перемешивание топлива, необходимое для осуществления полного сгорания за то очень короткое время пока топливо находится в камере сгорания (сотые доли секунды).

Реактивное сопло двигателя изготовлено из стали. Его форма, как это хорошо видно на фиг. 30 и 31, представляет собой сначала сужающуюся, а потом расширяющуюся трубу (так называемое сопло Лавалья). Как указывалось ранее, такую же форму имеют сопла и пороховых ракетных двигателей. Чем объясняется такая форма сопла? Как известно, задачей сопла является обеспечение полного расширения газа с целью получения наибольшей скорости истечения. Для увеличения скорости течения газа по трубе ее сечение должно вначале постепенно уменьшаться, что имеет место и при течении жидкостей (например, воды). Скорость движения газа будет увеличиваться, однако, только до тех пор, пока она не станет равной скорости распространения звука в газе. Дальнейшее увеличение скорости в отличие от жидкости станет возможным только при расширении трубы; это отличие течения газа от течения жидкости связано с тем, что жидкость несжимаема, а объем газа при расширении сильно увеличивается. В горловине сопла, т. е. в наиболее узкой его части, скорость течения газа всегда равна скорости звука в газе, в нашем случае около 1000 м/сек. Скорость же истечения, т. е. скорость в выходном сечении сопла, равна 2100–2200 м/сек (таким образом удельная тяга составляет примерно, 220 кг сек/кг).

Подача топлива из баков в камеру сгорания двигателя осуществляется под давлением с помощью насосов, имеющих привод от турбины и скомпонованных вместе с нею в единый турбонасосный агрегат, как это видно на фиг. 30. В некоторых двигателях подача топлива осуществляется под давлением, которое создается в герметических топливных баках с помощью какого-либо инертного газа – например, азота, хранящегося под большим давлением в специальных баллонах. Такая система подачи проще насосной, но, при достаточно большой мощности двигателя, получается более тяжелой. Однако и при насосной подаче топлива в описываемом нами двигателе баки, как кислородный, так и спиртовой, находятся под некоторым избыточным давлением изнутри для облегчения работы насосов и предохранения баков от смятия. Это давление (1,2–1,5 *атм*) создается в спиртовом баке воздухом или азотом, в кислородном – парами испаряющегося кислорода.

Оба насоса – центробежного типа. Турбина, приводящая насосы, работает на парогазовой смеси, получающейся в результате разложения перекиси водорода в специальном парогазогенераторе. В этот парогазогенератор из особого бачка подается перманганат натрия, который является катализатором, ускоряющим разложение перекиси водорода. При запуске ракеты перекись водорода под давлением азота поступает в парогазогенератор, в котором начинается бурная реакция разложения перекиси с выделением паров воды и газообразного кислорода (это так называемая «холодная реакция», применяющаяся иногда и для создания тяги, в частности, в стартовых ЖРД). Парогазовая смесь, имеющая температуру около 400 °С и давление свыше 20 *атм*, поступает на колесо турбины и затем выбрасывается в атмосферу. Мощность турбины затрачивается полностью на привод обоих топливных насосов. Эта мощность не так уже мала – при 4000 об/мин колеса турбины она достигает почти 500 л. с.

Так как смесь кислорода со спиртом не является самореагирующим топливом, то для начала горения необходимо предусмотреть какую-либо систему зажигания. В двигателе воспламенение осуществляется с помощью специального запала, образующего факел пламени. Для этой цели применялся обычно пиротехнический запал (твердый воспламенитель типа пороха), реже использовался жидкий воспламенитель.

Запуск ракеты осуществляется следующим образом. Когда запальный факел поджигается, то открывают главные клапаны, через которые в камеру сгорания поступают самотеком из баков спирт и кислород. Управление всеми клапанами в двигателе осуществляется с помощью сжатого азота, хранящегося на ракете в батарее баллонов высокого давления. Когда начинается горение топлива, то находящийся на расстоянии наблюдатель с помощью электрического контакта включает подачу перекиси водорода в парогазогенератор. Начинает работать турбина, которая приводит насосы, подающие спирт и кислород в камеру сгорания. Тяга растет и когда она становится больше веса ракеты (12–13 тонн), то ракета взлетает. От момента зажигания запального факела до того, как двигатель разовьет полную тягу, проходит всего 7–10 секунд.

При запуске очень важно обеспечить строгий порядок поступления в камеру сгорания обоих компонентов топлива¹. В этом заключается одна из важных задач системы управления и регулирования двигателя. Если в камере сгорания накапливается один из компонентов (поскольку задерживается поступление другого), то обычно вслед за этим происходит взрыв, при котором двигатель часто выходит из строя. Это, наряду со случайными перерывами в горении, является одной из наиболее частых причин катастроф при испытаниях ЖРД.

Обращает на себя внимание ничтожный вес двигателя по сравнению с развиваемой им тягой. При весе двигателя меньше 1000 кг тяга составляет 25 тонн, так что удельный вес двигателя, т. е. вес, приходящийся на единицу тяги, равен всего только

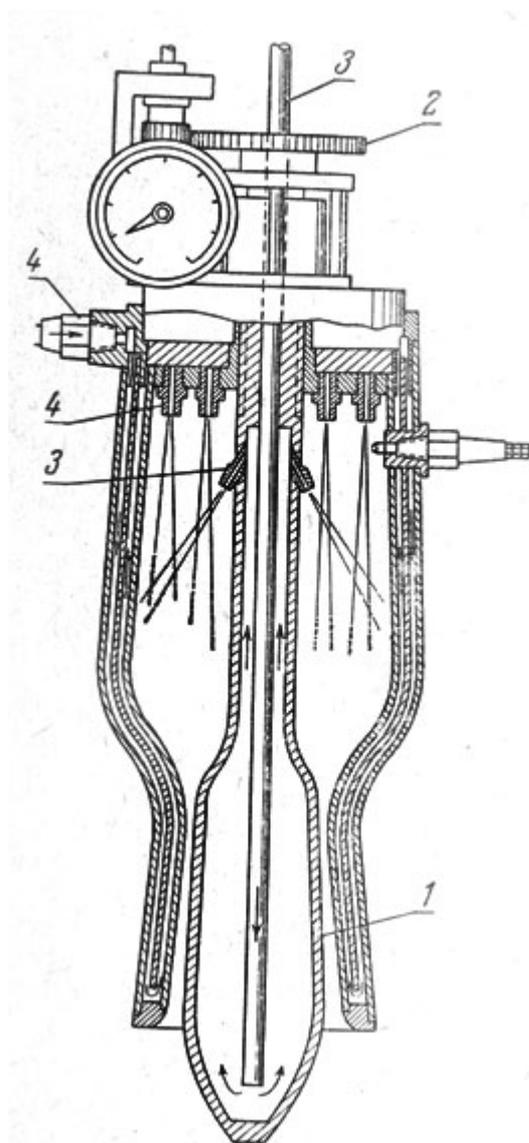
$$\frac{1000}{25\ 000} = 40 \text{ г/кг.}$$

Для сравнения укажем, что обычный поршневой авиационный двигатель, работающий на винт, имеет удельный вес 1–2 кг/кг, т. е. в несколько десятков раз больше. Важно также то,

¹ В описываемом двигателе вначале подается кислород, а затем спирт.

что удельный вес ЖРД не изменяется при изменении скорости полета, тогда как удельный вес поршневого двигателя быстро растет с ростом скорости.

ЖРД для ракетного самолета



Фиг. 32. Проект ЖРД с регулируемой тягой.

1 – передвижная игла; 2 – механизм передвижения иглы; 3 – подача горючего; 4 – подача окислителя.

Основное требование, предъявляемое к авиационному жидкостно-реактивному двигателю – возможность изменять развиваемую им тягу в соответствии с режимами полета самолета, вплоть до остановки и повторного запуска двигателя в полете. Наиболее простой и распространенный способ изменения тяги двигателя заключается в регулировании подачи топлива в камеру сгорания, вследствие чего изменяется давление в камере и тяга. Однако этот способ невыгоден, так как при уменьшении давления в камере сгорания, понижаемого в целях уменьшения тяги, уменьшается доля тепловой энергии топлива, переходящая в скоростную энергию струи. Это приводит к увеличению расхода топлива на 1 кг тяги, а следовательно, и на 1 л. с. мощности, т. е. двигатель при этом начинает работать менее экономично. Для уменьшения этого недостатка авиационные ЖРД часто имеют вместо одной от двух до четырех камер сгорания, что позволяет при работе на пониженной мощности

выключать одну или несколько камер. Регулирование тяги изменением давления в камере, т. е. подачей топлива, сохраняется и в этом случае, но используется лишь в небольшом диапазоне до половины тяги отключаемой камеры. Наиболее выгодным способом регулирования тяги ЖРД было бы изменение проходного сечения его сопла при одновременном уменьшении подачи топлива, так как при этом уменьшение секундного количества вытекающих газов достигалось бы при сохранении неизменным давления в камере сгорания, а, значит, и скорости истечения. Такое регулирование проходного сечения сопла можно было бы осуществить, например, с помощью передвижной иглы специального профиля, как это показано на фиг. 32, изображающей проект ЖРД с регулируемой таким способом тягой.

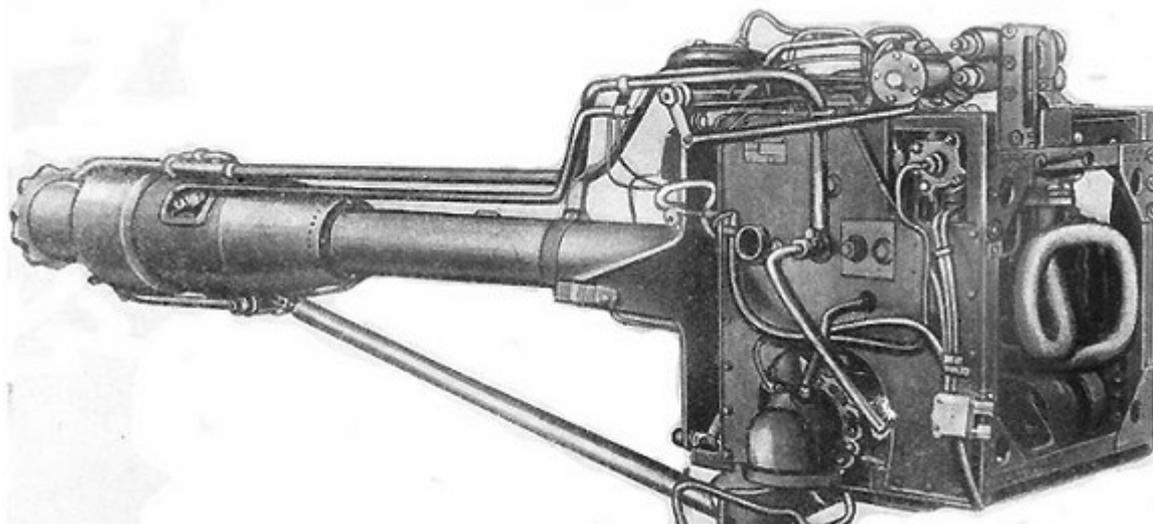
На фиг. 33 представлен однокамерный авиационный ЖРД, а на фиг. 34 – такой же ЖРД, но с добавочной небольшой камерой, которая используется на крейсерском режиме полета, когда требуется небольшая тяга; основная камера при этом отключается совсем. На максимальном режиме работают обе камеры, причем большая развивает тягу в 1700 кг, а малая – 300 кг, так что общая тяга составляет 2000 кг. В остальном двигатели по конструкции аналогичны.

Двигатели, изображенные на фиг. 33 и 34, работают на самовоспламеняющемся топливе. Это топливо состоит из перекиси водорода в качестве окислителя и гидразин-гидрата¹ в качестве горючего, в весовом соотношении 3:1. Точнее, горючее представляет собой сложный состав, состоящий из гидразин-гидрата, метилового спирта и солей меди в качестве катализатора, обеспечивающего быстрое протекание реакции (применяются и другие катализаторы). Недостатком этого топлива является то, что оно вызывает коррозию частей двигателя.

Вес однокамерного двигателя составляет 160 кг, удельный вес равен

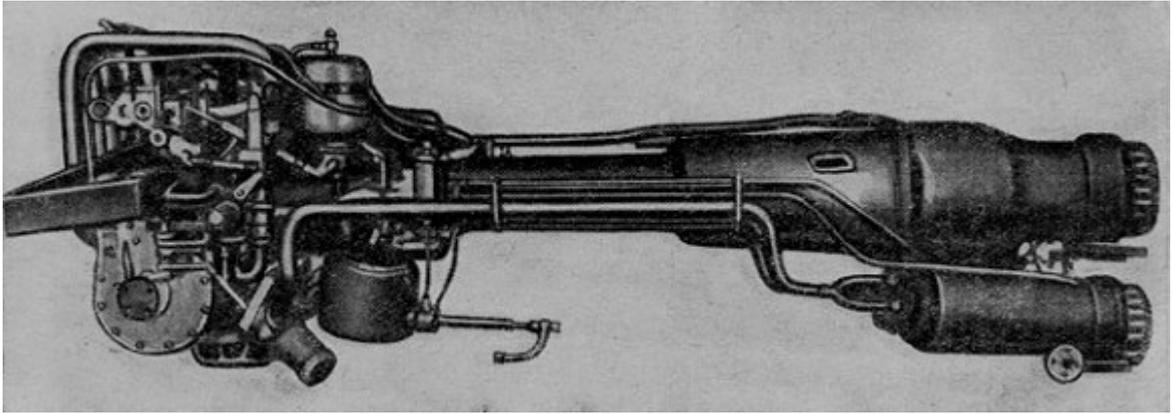
$$\frac{160}{1700} = 90 \text{ грамм}$$

на килограмм тяги. Длина двигателя – 2,2 м. Давление в камере сгорания – около 20 *ата*. При работе на минимальной подаче топлива для получения наименьшей тяги, которая равна 100 кг, давление в камере сгорания уменьшается до 3 *ата*. Температура в камере сгорания достигает 2500 °С, скорость истечения газов около 2100 м/сек. Расход топлива равен 8 кг/сек, а удельный расход топлива составляет 15,3 кг топлива на 1 кг тяги в час.

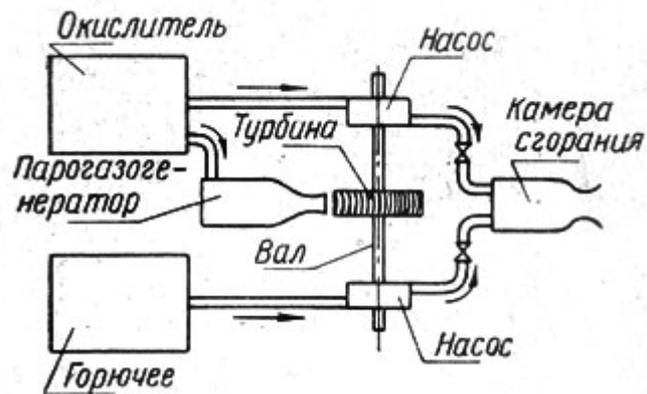


Фиг. 33. Однокамерный ЖРД для ракетного самолета

¹ Азотистоводородное соединение.

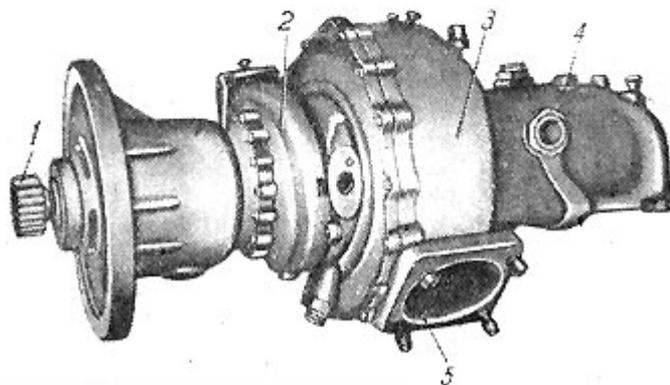
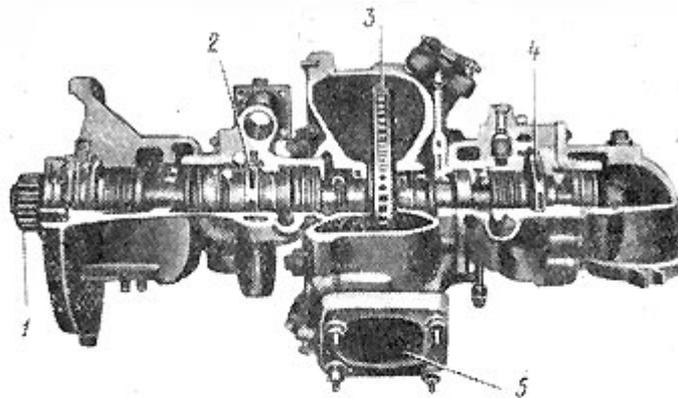


Фиг. 34. Двухкамерный авиационный ЖРД.



Фиг. 35. Схема подачи топлива в авиационном ЖРД.

Схема подачи топлива в двигатель представлена на фиг. 35. Как и в двигателе ракеты, подача горючего и окислителя, хранящихся в отдельных баках, производится под давлением около 40 атм насосами, имеющими привод от турбинки. Общий вид турбонасосного агрегата показан на фиг. 36. Турбинка работает на паро-газовой смеси, которая, как и раньше, получается в результате разложения перекиси водорода в парогазогенераторе, который в этом случае наполнен твердым катализатором. Горючее до поступления в камеру сгорания охлаждает стенки сопла и камеры сгорания, циркулируя, в специальной охлаждающей рубашке. Изменение подачи топлива, необходимое для регулирования тяги двигателя в процессе полета, достигается изменением подачи перекиси водорода в парогазогенератор, что вызывает изменение оборотов турбинки. Максимальное число оборотов турбинки равно $17\,200 \text{ об/мин}$. Запуск двигателя осуществляется с помощью электромотора, приводящего во вращение турбонасосный агрегат.



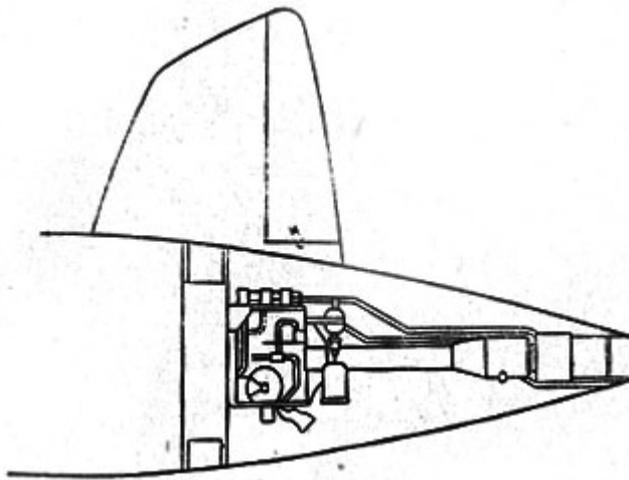
Фиг. 36. Турбонасосный агрегат авиационного ЖРД.

1 – шестерня привода от пускового электромотора; 2 – насос для окислителя; 3 – турбина; 4 – насос для горючего; 5 – выхлопной патрубок турбины.

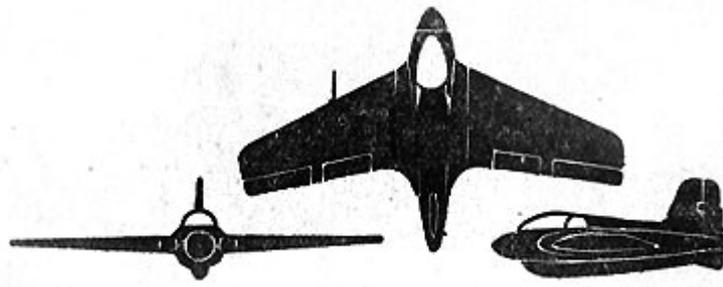
На фиг. 37 показана схема установки однокамерного ЖРД в хвостовой части фюзеляжа одного из опытных ракетных самолетов.

Назначение самолетов с жидкостно-реактивными двигателями определяется свойствами ЖРД – большой тягой и, соответственно, большой мощностью на больших скоростях полета и больших высотах и малой экономичностью, т. е. большим расходом топлива. Поэтому ЖРД обычно устанавливаются на военных самолетах – истребителях-перехватчиках. Задача такого самолета – при получении сигнала о приближении самолетов противника быстро взлететь и набрать большую высоту, на которой обычно летят эти самолеты, а затем, используя свое преимущество в скорости полета, навязать противнику воздушный бой. Общая продолжительность полета самолета с жидкостно-реактивным двигателем определяется запасом топлива на самолете и составляет 10–15 минут¹, поэтому эти самолеты обычно могут совершать боевые операции лишь в районе своего аэродрома.

¹ При работе двигателя на полной мощности даже 4–5 мин.

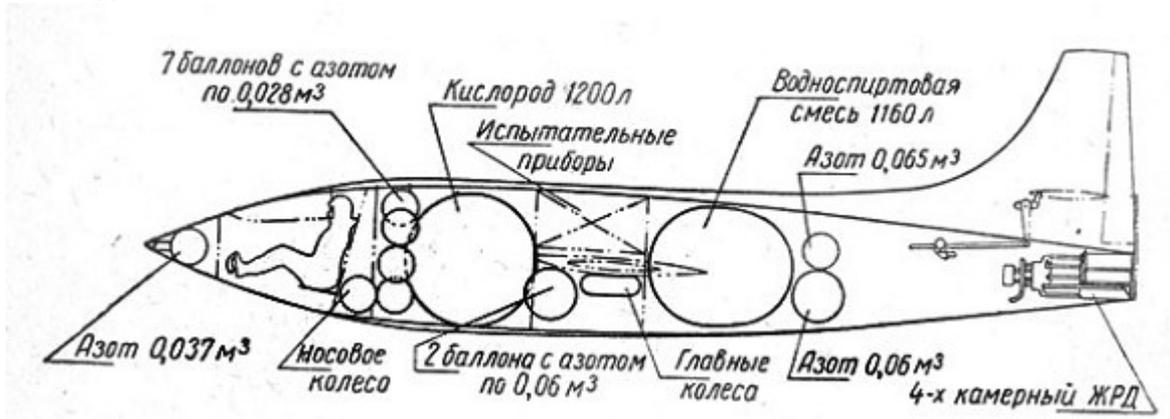


Фиг. 37. Схема установки ЖРД на самолете.



Фиг. 38. Ракетный истребитель (вид в трех проекциях)

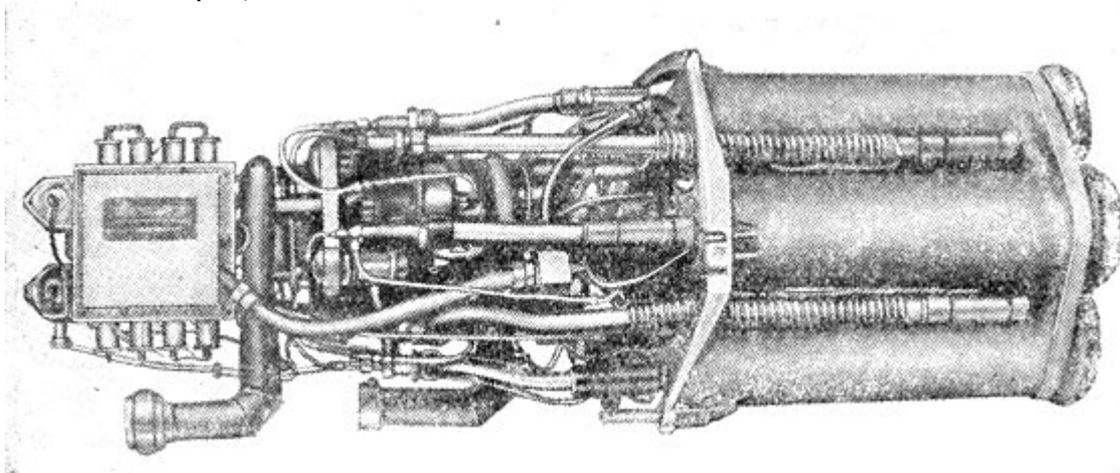
На фиг. 38 показан истребитель-перехватчик с описанным выше ЖРД. Размеры этого самолета, как и других самолетов этого типа, обычно невелики. Полный вес самолета с топливом составляет 5100 кг ; запаса топлива (свыше 2,5 тонны) хватает только на 4,5 минуты работы двигателя на полной мощности. Максимальная скорость полета – свыше 950 км/час ; потолок самолета, т. е. максимальная высота, которой он может достигнуть, – 16 000 м . Скороподъемность самолета характеризуется тем, что за 1 минуту он может подняться с 6 до 12 км .



Фиг. 39. Устройство ракетного самолета.

На фиг. 39 показано устройство другого самолета с ЖРД; это – опытный самолет, построенный для достижения скорости полета, превышающей скорость звука (т. е. 1200 км/час у земли). На самолете, в задней части фюзеляжа, установлен ЖРД, имеющий

четыре одинаковых камеры с общей тягой 2720 кг . Длина двигателя 1400 мм , максимальный диаметр 480 мм , вес 100 кг . Запас топлива на самолете, в качестве которого используются спирт и жидкий кислород, составляет 2360 л .



Фиг. 40. Четырехкамерный авиационный ЖРД.

Внешний вид этого двигателя показан на фиг. 40.

Другие области применения ЖРД

Наряду с основным применением ЖРД в качестве двигателей для дальних ракет и ракетных самолетов они применяются в настоящее время и в ряде других случаев.

Довольно широкое применение получили ЖРД в качестве двигателей тяжелых ракетных снарядов¹, подобных представленному на фиг. 41. Двигатель этого снаряда может служить примером простейшего ЖРД. Подача топлива (бензин и жидкий кислород) в камеру сгорания этого двигателя производится под давлением нейтрального газа (азота). На фиг. 42 показана схема тяжелой ракеты, применявшейся в качестве мощного зенитного снаряда; на схеме приведены габаритные размеры ракеты.

Применяются ЖРД и в качестве стартовых авиационных двигателей. В этом случае иногда используется низкотемпературная реакция разложения перекиси водорода, отчего такие двигатели называют «холодными».

Имеются случаи применения ЖРД в качестве ускорителей для самолетов, в частности, самолетов с турбореактивными двигателями. Насосы подачи топлива в этом случае приводятся иногда от вала турбореактивного двигателя.

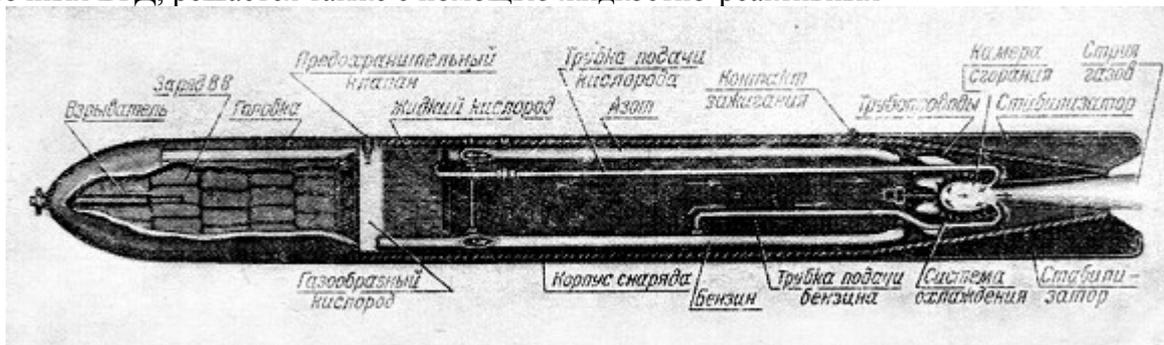
ЖРД применяются наряду с пороховыми двигателями также для старта и разгона летающих аппаратов (или их моделей) с прямоточными воздушно-реактивными двигателями. Как известно, эти двигатели развивают очень большую тягу при высоких скоростях полета, больших скорости звука, но вовсе не развивают тяги при взлете.

Наконец, следует упомянуть еще об одном применении ЖРД, имеющем место в последнее время. Для изучения поведения самолета при большой скорости полета, приближающейся к скорости звука и превышающей ее, требуется проведение серьезной и дорогостоящей исследовательской работы. В частности, требуется определение сопротивления крыльев самолета (профилей), которое обычно производится в специальных аэродинамических трубах. Для создания в таких трубах условий, соответствующих полету самолета на большой скорости, приходится иметь силовые установки очень большой мощности для привода вентиляторов, создающих поток в трубе. Вследствие этого сооружение и эксплуатация труб для проведения испытания при сверхзвуковых скоростях

¹ Эти снаряды обычно наводятся на цель по радио, имеют устройства для самонаведения, радиовзрыватели и другие приспособления для повышения их эффективности.

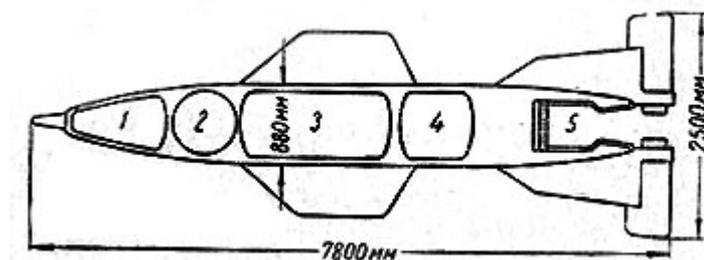
требуют огромных затрат.

В последнее время, наряду со строительством сверхзвуковых труб, задача исследования различных профилей крыльев скоростных самолетов, как, кстати сказать, и испытания прямоточных ВРД, решается также с помощью жидкостно-реактивных



Фиг. 41. Ракетный снаряд с ЖРД.

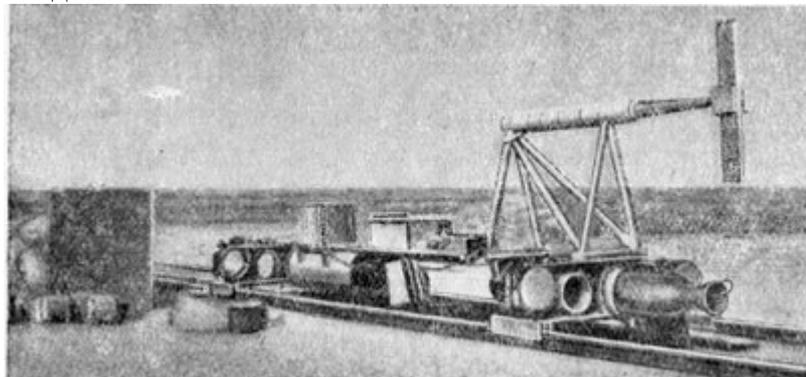
двигателей. По одному из этих способов исследуемый профиль устанавливается на дальней ракете с ЖРД, подобной описанной выше, и все показания приборов, измеряющих сопротивление профиля в полете, передаются на землю с помощью радио-телеметрических устройств.



Фиг. 42. Схема устройства мощного зенитного снаряда с ЖРД.

1 - боевая головка; 2 - баллон со сжатым азотом; 3 - бак с окислителем; 4 - бак с горючим; 5 - жидкостно-реактивный двигатель.

По другому способу сооружается специальная ракетная тележка, передвигающаяся по рельсам с помощью ЖРД. Результаты испытания профиля, установленного на такой тележке в особом весовом механизме, записываются специальными автоматическими приборами, расположенными также на тележке. Такая ракетная тележка показана на фиг. 43. Длина рельсового пути может достигать 2-3 км.



Фиг. 43. Ракетная тележка для испытания профилей крыльев самолета.



5. БУДУЩЕЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ракетные двигатели часто называют двигателями будущего. Многие свойства ракетных двигателей действительно дают основание для такого заявления. Следует иметь в виду, что несмотря на многовековую известность принципа движения с помощью прямой реакции ракетные двигатели по- существу находятся на самой заре своего развития.

Каково же будущее этих двигателей, как мы его можем себе представить на основании знаний сегодняшнего дня?

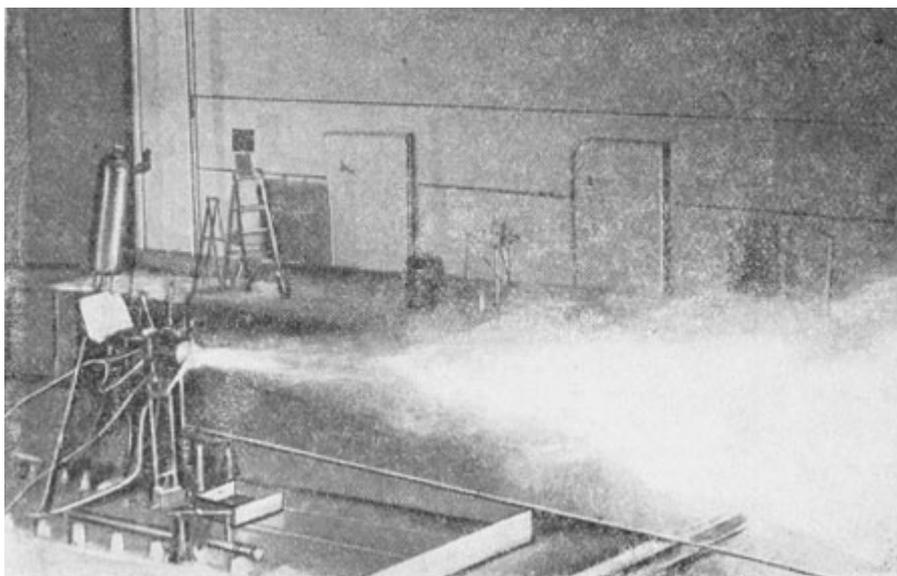
Важнейшим направлением в усовершенствовании ракетных двигателей является подыскание новых топлив, обеспечивающих большую удельную тягу, т. е. большую скорость истечения газов. Во всем мире ведутся интенсивнейшие исследования в этой области, причем результаты этих работ имеют большое военное значение, как, впрочем, и все работы по ЖРД. Родоначальник ракетной техники К. Э. Циолковский в своих работах также уделял много внимания выбору топлива для ракетного двигателя, причем некоторые из его указаний не потеряли своего значения и до сих пор. Много новых путей в этом направлении указали талантливые русские исследователи Ю. В. Кондратюк и Ф. А. Цандер.

Ближайшей задачей является подыскание жидких топлив, обеспечивающих большую скорость истечения и, следовательно, удельную тягу.

Новые возможности открылись бы при использовании некоторых металлов – алюминия, магния и других – в качестве горючего, причем можно было бы использовать теплоту реакции их окисления, т. е. соединения с кислородом, или же реакции соединения с фтором¹, которая сопровождается выделением большого количества тепла.

Большие заслуги в области исследования вопроса о применении металлов в качестве горючего для ракетных двигателей и сама идея о таком использовании металлов принадлежат рано умершему советскому ученому Цандеру. Цандер показал также, что решение этой проблемы значительно подвинуло бы вперед дело создания космического ракетного корабля, так как позволило бы использовать часть металлической конструкции самой ракеты в качестве горючего. Это, естественно, увеличило бы конечную скорость корабля, так как означало бы увеличение отбрасываемой массы и уменьшение конечной массы ракеты. Цандер предложил несколько конструкций ракеты, в которых реализовывалось это предложение. Он же произвел с этой целью первые успешные опыты по сжиганию металлов. На первом этапе, очевидно, металлическое горючее будет применяться не в чистом виде, а в качестве суспензий (взвесей) металлической пыли в обычных горючих. На фиг. 44 показан ЖРД, проходящий стендовые испытания на такой суспензии; примесь алюминия к обычному горючему дает при сгорании белый дым видный на фотографии. Для сравнения на другой фотографии (фиг. 45) показан этот же двигатель, работающий на топливе без примеси алюминия.

¹ Элемент из так называемой группы галлоидов, в которую помимо фтора входят хлор, иод, бром.



Фиг. 44. Испытание ЖРД на топливе с добавкой алюминия

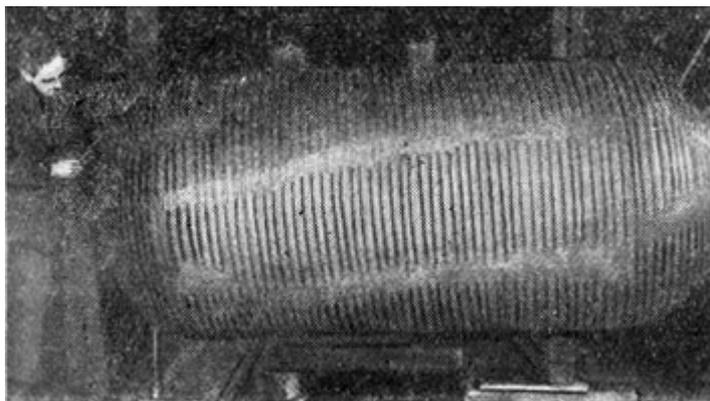
Совершенно новые возможности открыло бы применение однокомпонентного, так называемого атомарного топлива. Дело в том, что для разложения молекул разных веществ на атомы обычно приходится затрачивать большое количество тепла или другой энергии (например электрической), а при обратном соединении атомов в молекулы это количество тепла снова выделяется. Так, молекулы водорода, как известно, состоящие из двух атомов, можно расщепить с образованием атомарного водорода пропусканием водорода через вольтовую дугу. Сразу же вслед за этим атомы водорода вновь соединяются в молекулы с выделением большого количества тепла, вследствие чего водород приобретает весьма высокую температуру. Этот процесс используется в так называемой атомно-водородной сварке. Если бы можно было воспользоваться атомарным водородом в качестве топлива для ракетных двигателей, то можно было бы получить исключительно большие скорости истечения, достигающие 10 000 м/сек, т. е. в четыре-пять раз больше существующих скоростей. Другим преимуществом этого топлива является то, что при его использовании нет нужды во втором компоненте – окислителе. Использование атомарного водорода означало бы по существу использование электрической энергии для создания тяги, так как разложение молекул водорода на атомы происходит при затрате электрической энергии. Однако практически использовать атомарный водород в качестве топлива в ракетном двигателе пока не удастся, так как соединение атомов водорода в молекулы происходит сразу же, через сотые доли секунды, после их расщепления в вольтовой дуге. Очевидно, что сначала надо найти способ сохранения атомарного водорода, либо способ расщепления молекул водорода в самой камере сгорания, например, с использованием для этой цели атомной (ядерной) энергии. Имея в виду, что жидкий водород имеет очень небольшой удельный вес (около 0,07), вследствие чего для его хранения потребовались бы баки большого объема, могло бы оказаться целесообразным применение в качестве атомарного топлива других, более плотных, веществ. Например, можно было бы применить обычную воду, каждая молекула которой, как известно, состоит из двух атомов водорода и одного атома кислорода. Удельная тяга при этом была бы, правда, ниже, чем в случае атомарного водорода и составила примерно 3/4 от последней.

Усовершенствование существующих конструкций ЖРД обычно характеризуется увеличением давления в камере сгорания от 15–20 *ата*, принятых в настоящее время, до 30–50 и более, вплоть до 100 *ата*, так как при этом уменьшаются размеры и улучшается работа двигателя.

Увеличение абсолютных значений тяги, т. е. мощности существующих ЖРД, не встречает принципиальных трудностей. Двигатели с тягой в 50 и даже 100 тонн могут быть

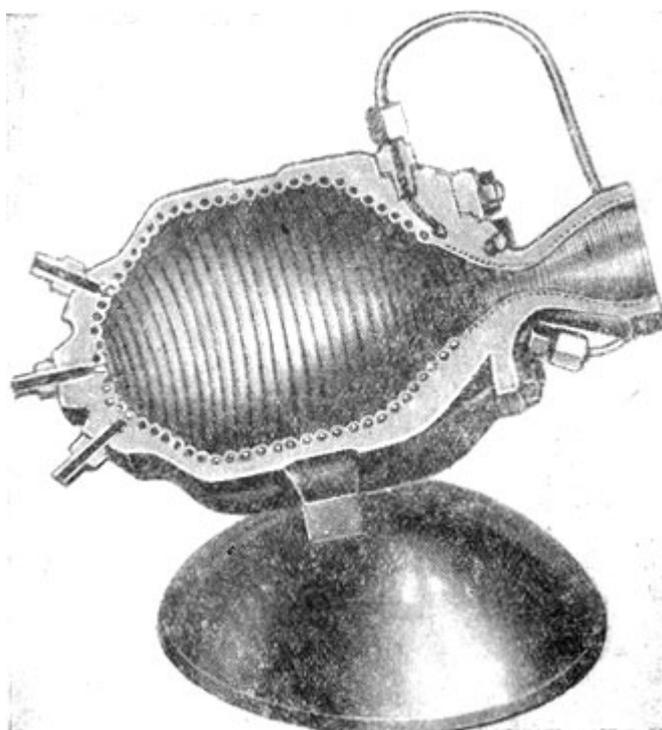
созданы уже при современном уровне техники. Так, на фиг. 46 показана фотография камеры сгорания (с змеевиком охлаждения) опытного 100-тонного двигателя. Разрез модели двигателя с такой системой охлаждения показан на фиг. 47.

Одним из чрезвычайно серьезных условий дальнейшего развития ЖРД является улучшение охлаждения стенок камеры сгорания и сопла, а также подыскание для них более жаростойких материалов; без этого невозможно дальнейшее повышение температуры газов в камере сгорания, а следовательно, и удельной тяги двигателя. Одним из перспективных методов охлаждения является сравнительно новый способ, получивший название «охлаждения выпотеванием». В этом случае стенки изготавливаются из пористого материала и через эти мельчайшие поры продавливаются снаружи внутрь камеры или сопла вода или иная охлаждающая жидкость либо газ (например, азот), которые затем образуют защитный слой на внутренней поверхности стенки (эта поверхность как бы «потеет»). Температура стенки при этом способе охлаждения оказывается значительно более низкой, чем при других известных способах.



Фиг. 46. Система охлаждения камеры сгорания опытного ЖРД с тягой 100 тонн.

Наконец, следует указать и на те огромные перспективы, которые открывает возможность применения в ракетных двигателях энергии, выделяемой при распаде атомов – ядерной энергии. Правда, непосредственная скоростная энергия частиц, вылетающих с огромной скоростью (около 30 000 км/сек !) из атомов при их распаде вряд ли будет использована. Вероятнее всего, будет использована тепловая энергия, выделяющаяся в «атомном котле»; как известно, эта энергия в миллионы раз больше тепла, выделяющегося при сгорании. В этом случае специальные атомные реакторы могли бы заменить камеру сгорания ракетного двигателя, повышая температуру какого-нибудь рабочего тела, которое уже и будет создавать реактивную тягу, вытекая с огромной скоростью из двигателя в атмосферу. В качестве такого рабочего тела целесообразно применить вещества с малым молекулярным весом. При прочих равных условиях эти вещества вытекают из двигателя с большей скоростью; идеальным в этом отношении был бы водород, теоретическая скорость истечения которого при температуре 3700 °С равна 7000 м/сек. Одним из чрезвычайно серьезных препятствий в применении атомной энергии для ракетных двигателей, как и для других авиационных двигателей, является необходимость защиты экипажа ракетного корабля от вредного действия радиоактивного излучения, сопровождающего распад ядер атомов. Для беспилотных ракет это препятствие, очевидно, отпадает.

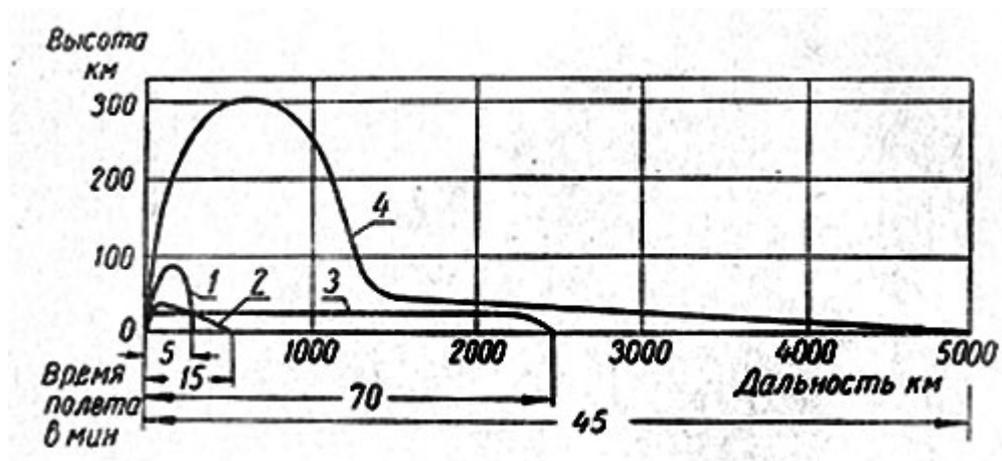


Фиг. 47. Модель жидкостно-реактивного двигателя.

Какие же возможности открывает, применение новых, усовершенствованных ракетных двигателей?

Прежде всего нужно подчеркнуть, что и в настоящее время использованы далеко не все возможности существующих ракетных двигателей. Взглянем на фиг. 48, на которой показаны траектории полета различных ракет. Первая кривая представляет собой траекторию полета исходной ракеты (такую же, как на фиг. 29). В качестве исходной ракеты принята ракета, изображенная на фиг. 26 и 27; двигатель ее был нами подробно описан. Вторая кривая показывает траекторию полета той же ракеты, но снабженной крыльями, как у самолета. Только из-за этого дальность полета ракеты увеличивается с 290–300 до 550–560 км.

Значительно большие возможности открывает применение так называемых составных ракет, т. е. комбинаций из двух или большего числа обычных ракет. После выгорания топлива в одной из таких ракет она автоматически отделяется, а оставшиеся ракеты продолжают дальнейший полет. Затем начинает работать двигатель следующей ракеты, которая потом также отделяется, и т. д. (фиг. 49). Идея использования таких составных ракет принадлежит Циолковскому, который называл их «ракетными поездами». Легко видеть, что конечная скорость последней из ракет, составляющих такой «поезд», будет больше, чем была бы скорость всего «поезда», благодаря уменьшению ускоряемой массы ракеты. Следует отметить, что Циолковский разработал наряду с составной ракетой и идею переливания топлива из одной ракеты в другую в полете, что также открывает большие возможности и в некоторых отношениях даже превосходит систему «поезда».



Фиг. 48. Траектории полета различных ракет.

1 – исходная ракета; 2 – исходная ракета с крыльями; 3 – составная ракета (1-й вариант); 4 – составная ракета (2-й вариант).

Третья и четвертая кривые на фиг. 48 отвечают составной ракете, состоящей из двух ракет. Одна из этих ракет, задняя, т. е. отделяющаяся после того, как ее двигатель выработает все топливо, представляет собой большую бескрылую ракету с тягой около 180 тонн. Другая ракета, продолжающая полет, такая же, как и крылатая ракета, описанная выше. Общая длина такой составной ракеты (фиг. 50) превышает 30 м, а вес равен почти 100 тонн, из них около 2/3 составляет топливо.

Полет составной ракеты можно осуществить разными способами. Третья кривая соответствует тому случаю, когда составная ракета вначале поднимается вертикально вверх, причем этот подъем длится до тех пор, пока двигатель задней бескрылой ракеты не остановится из-за выгорания всего топлива этой ракеты. После этого задняя ракета автоматически отделяется и опускается с помощью парашюта на землю, и начинает работать двигатель второй, крылатой, ракеты. Эта ракета совершает горизонтальный полет на постоянной высоте, равной примерно 24 км, со скоростью 2600 км/час, так что общая дальность полета составляет около 2500 км, а его продолжительность 70 минут.

По другому варианту (четвертая кривая) крылатая ракета после отделения бескрылой продолжает набор высоты. После остановки двигателя этой ракеты из-за выработки топлива она совершает свободный полет, полого планируя с помощью крыльев в нижних, более плотных слоях атмосферы. В этом случае ракета достигает высоты около 300 км, причем она покрывает за 45 минут расстояние немногим менее 5000 км. При таком полете будет развиваться скорость свыше 12 000 км/час, что значительно превышает максимальные скорости, достигнутые в настоящее время.

Обращает на себя внимание исключительно большое влияние, оказываемое крыльями на дальность полета ракеты. Крылатые ракеты даже при современном уровне развития ракетной техники могут покрывать огромные расстояния.

Применение же улучшенных топлив, связанное со значительным увеличением удельной тяги двигателей, открывает здесь новые широчайшие возможности.



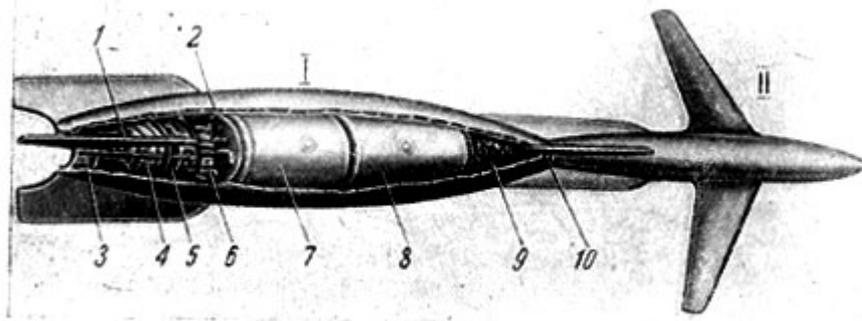
Фиг. 49. Схема составной (тройной) ракеты

Уже сейчас представляется принципиально возможным создание ракетного самолета, который мог бы совершить беспосадочный полет до любой цели на земном шаре и возвратиться обратно. Конечно, этому должна предшествовать еще огромная научно-исследовательская и конструкторская работа, должны быть преодолены многие трудности и решены серьезные инженерные задачи.

На первый взгляд создание такого сверхдальнего ракетного самолета кажется парадоксальным. Мы ведь знаем, что ракетный двигатель потребляет очень много топлива, он неэкономичен. Поэтому в настоящее время ракетные самолеты, как было указано в предыдущем разделе, употребляются только в качестве истребителей-перехватчиков, имеющих весьма небольшую продолжительность полета и не отдаляющихся от своей базы – аэродрома. И вдруг – сверхдальний ракетный самолет. Однако противоречия здесь, конечно, нет; достаточно вспомнить сверхдальний полет составной ракеты, о которой говорилось выше. Сверхдальний полет становится возможным потому, что ракетный двигатель способен работать на любой высоте, его работа не зависит от наличия кислорода в атмосфере. Поэтому ракетный самолет может достигать чрезвычайно больших высот, а потом совершать оттуда планирующий полет на большие расстояния. Двигатель такого самолета работает лишь в течение небольшого времени, пока самолет набирает высоту, поэтому запас топлива на самолете (речь идет, конечно, о новых, улучшенных топливах с повышенной удельной тягой) оказывается достаточным. Впрочем, и весь такой сверхдальний полет длится гораздо меньше, чем дальние полеты современных самолетов, так как средняя скорость ракетного самолета при этом в десятки раз больше скорости обычного самолета. Это становится возможным благодаря тому, что весь полет происходит на очень больших высотах, где сопротивление воздуха вследствие его разреженности намного меньше, чем у земли...

Благодаря большой скорости при полете вокруг Земли, самолет будет снижаться лишь очень постепенно. Кроме того, когда будут достигнуты меньшие высоты с более плотной атмосферой, то начнет сказываться подъемная сила крыла и самолет как бы отразится от этих плотных слоев, как отражается от воды брошенный плашмя камень, и снова взмоет вверх. Совершая ряд таких затухающих колебаний, самолет окажется способным облететь вокруг

Земли.



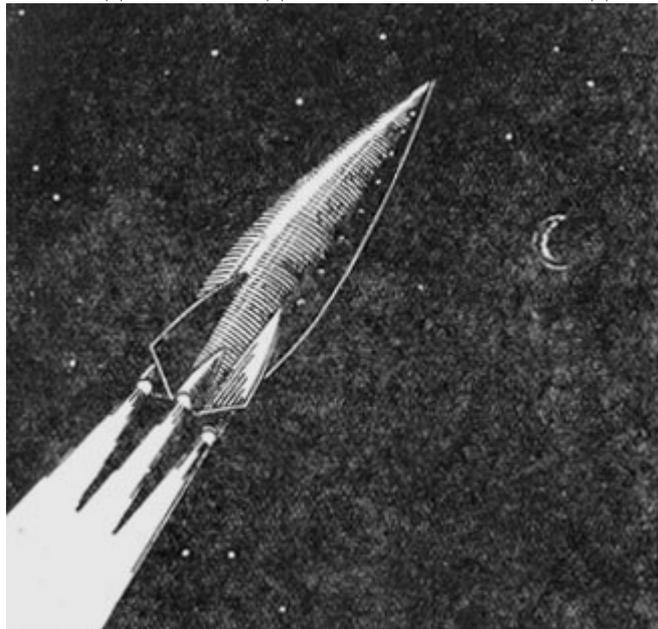
Фиг. 50. Проект составной ракеты.

I – большая бескрылая ракета (задняя); *II* – крылатая ракета.

1 – стабилизатор; 2 – корпус ракеты (двойные стенки служат для охлаждения); 3 – реактивное сопло; 4 – камера сгорания; 5 – бак с перекисью водорода; 6 – турбонасосный агрегат; 7 – бак с кислородом; 8 – бак со спиртом; 9 – парашют; 10 – автоматическое сцепление ракет.

От такого дальнего ракетного самолета уже рукой подать и до космических кораблей – мечты Циолковского и его последователей. Овладение мировыми пространствами, преодоление силы земного притяжения, надо полагать, будет происходить постепенно, по мере усовершенствования ракетных двигателей и ракетных кораблей, увеличения удельной тяги, использования новых топлив и новых источников энергии, овладения техникой ракетного полета.

В качестве первого этапа можно себе представить создание ракетного корабля, способного бесконечно долго летать вокруг земли, превратившись таким образом в ее искусственного спутника. Конечно, такой полет вокруг Земли должен происходить на очень больших высотах, в 500–1000 км, во всяком случае вне пределов земной атмосферы, сопротивление которой должно быть исключено. Можно подсчитать, какова должна быть скорость ракетного корабля, чтобы он превратился в такого спутника Земли. Подсчет показывает, что эта скорость равна примерно 8 км/сек, т. е. более 28 000 км/час на границе атмосферы; с увеличением высоты эта скорость уменьшается и на высоте 8 000 км равна 4,8 км/сек. Это, конечно, огромная скорость по нашим сегодняшним представлениям, но она, как показывают расчеты, вполне достижима даже в относительно недалеком будущем.



Фиг. 51. Космический ракетный корабль.

При таком круговом полете наш ракетный корабль будет совершать свой путь вокруг Земли за 1,5–2 часа.

Затрата энергии для осуществления такого бесконечного полета вокруг Земли будет иметь место только во время набора высоты и разгона ракетного корабля до указанной скорости в 8 км/сек («скорость циркуляции»). Все это время, конечно, ракетные двигатели корабля будут работать, развивая огромную мощность. Но как только заданная скорость будет достигнута и ракетный корабль начнет свой круговой полет вокруг Земли, этот полет будет совершаться сам собой. Двигатели будут остановлены и корабль превратится в небольшое космическое тело, вращаясь вокруг Земли по тем же законам, которые управляют вращением Земли вокруг Солнца, вращением Луны вокруг Земли и т. д. Для обитателей ракетного корабля он станет такой же «Землей», «центром вселенной», как была ее «центром» наша Земля для всех людей в течение многих тысячелетий. На этом корабле не будет тяжести, день будет сменять ночь через каждый час, многое там будет необычно с точки зрения земных представлений. Все это блестяще описано Циолковским в его работах, которые следует прочесть каждому, интересующемуся ракетоплаванием¹.

Циолковский, а после него Кондратюк, Цандер и другие исследователи серьезно рассматривали возможность использования таких искусственных «спутников» Земли для проведения научных наблюдений, не затрудняемых наличием атмосферы, а также в качестве промежуточных станций для ракетных кораблей «дальнего сообщения», совершающих перелеты с Земли на Луну и планеты солнечной системы. На этих станциях корабли могли бы пополнять запасы топлива, принимать «транзитных» пассажиров и т. д.

«Спутники» Земли могли бы быть использованы и для других целей. С их помощью можно было бы следить за передвижением облаков на очень больших площадях, что было бы ценным подспорьем службе погоды, или осуществлять точное картографирование. Можно было бы использовать «спутники» для нужд телевидения – одна передающая радиостанция могла бы обслужить телевизионной программой весь мир, если бы несколько спутников ретранслировали эту программу. Не исключена возможность, как это предполагал Циолковский, использования «спутников» для изменения климата на Земле. Для этой цели на большом числе «спутников» должны быть установлены огромные тончайшие зеркала для фокусирования неослабленных атмосферой солнечных лучей и направления их в полярные районы. Таким способом можно было бы постепенно растопить полярный лед и превратить всю нашу планету в вечно цветущий сад. В особенности удобно во всех этих целях заставлять ракету-«спутник» летать на высоте около $35\,000 \text{ км}$, так как при этом время ее обращения вокруг Земли равнялось бы 24 часам, т. е. такой спутник «висел» бы над Землей в одной точке.

При увеличении скорости полета свыше 8 км/сек ракетный корабль станет описывать вокруг Земли не окружность, а все более вытянутый эллипс, с Землей в одном из его фокусов. Расчеты показывают, что когда скорость ракетного корабля увеличится примерно до 11 км/сек (около $40\,000 \text{ км/час}$), то траектория корабля из эллипса превратится в параболу и наш корабль вовсе разорвет узы тяготения, связывающие его с Землей и удалится от нее в глубины мирового пространства. Уже при современном уровне развития ракетной техники можно было бы перебросить на Луну полезный груз в 50 кг (например радиолокационную установку) с помощью составной ракеты, состоящей из пяти ракет².

Полностью освободиться от пленения в солнечной системе, т. е. от силы притяжения к Солнцу, и удалиться в звездный мир ракета сможет только тогда, когда скорость ее еще увеличится, превысив $16\text{--}18 \text{ км/сек}$. Развитие ракетной техники сделает достижение таких скоростей вполне возможным и тогда гигантские ракетные корабли понесут посланцев Земли

¹ Циолковский «Труды по ракетной технике», Оборонгиз, 1947 г.

² Вес этой ракеты при взлете, по данным весьма приближенного расчета, должен был бы составлять примерно 1000 тонн.

в бескрайние просторы вселенной, которую до сих пор человеку было дано наблюдать только сквозь стекла телескопов и о строении которой можно было поэтому лишь строить различные гипотезы. Только непосредственное проникновение вглубь мировых пространств с помощью ракетных кораблей заменит эти научные предположения достоверностью истинного знания.

Мы знаем, что решить эту задачу под силу лишь сбросившему иго капитализма, свободному советскому человеку. Только науке и технике нашей социалистической отчизны по плечу дерзание такого размаха, начинания подобного масштаба. Это возможно только в нашей стране, могучей авиационной державе, родине ракетоплавания, ибо у нас наука служит народу, наша партия и правительство оказывают колоссальную помощь и поддержку всякой передовой, революционной идее в науке и технике, у нас труд ученых, исследователей, изобретателей, новаторов окружен вниманием и любовью всего советского народа.

Народ нашей родины, осуществляющий заветные мечты человечества о свободной и счастливой жизни, успешно строящий светлое здание коммунизма, строящий общество, в котором все силы человечества будут служить покорению природы и познанию ее тайн, наш советский народ осуществит и давнишнюю мечту людей, затаенную мечту многих и многих ученых и изобретателей, мечту о путешествиях по бескрайнему мировому пространству, об исследовании все новых и новых миров, где, может быть, как и на Земле, есть жизнь и живут мыслящие существа.

