

ФИЗИКА РАКЕТЫ*)

*Говард С. Зейферт, Марк М. Миллс
и Мартин Саммерфильд*

II. ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТЫ

ЖИДКИЕ РАБОЧИЕ ВЕЩЕСТВА

22. Преимущества жидких рабочих веществ

Рабочее вещество, находящееся не в твёрдом, а в жидком состоянии, обладает двумя главными преимуществами. Во-первых, большинство таких веществ может помещаться в резервуаре малого веса и малой прочности и из него постепенно поступать в камеру сгорания. Последняя же, хотя и должна противостоять высокому давлению и температуре, но по своим размерам должна быть достаточной для вмещения только одновременно сгорающих количеств вещества. Результатом этого является значительная экономия веса. Во-вторых, приток жидкости можно регулировать по желанию, тогда как мотор с твёрдым рабочим веществом, у которого весь заряд помещён в камере сгорания, не может быть легко остановлен после того, как он был запущен. Недостатком жидкостных ракет, конечно, является их большая сложность.

23. Основные свойства жидких рабочих веществ

Так как свойства применяемой жидкости определяют конструкцию мотора, то целесообразно начать с рассмотрения свойств рабочих веществ. Любой жидкий состав, могущий освободить большое, но контролируемое количество энергии сразу же по поступлении в камеру сгорания, пригоден в качестве рабочего вещества. Однако химические реакции, носящие характер детонации, непригодны для рассматриваемого нами процесса «с постоянным давлением». Для лучшей работы мотора вещество должно освобождать максимальную энергию, и продукты сгорания должны иметь наименьший средний молекуляр-

*) Продолжение Начало см УФН, 34, 34 (1948). Howard S. Seifert, Mark M. Mills and Martin Summerfield, Amer. Journ. of Physics 16, 2 (1947). Перевод М. Л. Антокольского.

ный вес M и отношение теплоёмкостей γ . В дополнение к этим основным требованиям рабочее вещество должно удовлетворять такому большому числу практических ограничений, что поиски подходящих веществ представляют одну из главных проблем исследовательской работы в области ракет, и своеобразные особенности этих жидкостей являются источником значительной части встречаемых трудностей.

Жидкое рабочее вещество должно обладать следующими свойствами:

а) Теплота сгорания должна быть максимальной, для обеспечения наибольшей температуры в камере сгорания.

б) Молекулярный вес продуктов сгорания должен быть наименьшим, для получения максимальной скорости их течения.

в) Жидкость должна быть устойчива относительно ударов и колебаний температуры, т. е. не должна разлагаться или детонировать под влиянием механических воздействий или умеренно высокой температуры.

г) Быстрота реакции должна быть большой, чтобы объём камеры сгорания был невелик.

д) Компоненты рабочего вещества должны легко воспламеняться через короткое время после приведения в контакт друг с другом или с воспламеняющим приспособлением.

е) Плотность жидкости должна быть велика, так как при этом условии она требует меньшего объёма резервуара и легче накачивается. Меньший объём резервуара уменьшает сопротивление воздуха.

ж) Плотность паров должна быть низкой, во избежание потерь жидкости и необходимости тщательной тепловой изоляции, а также для улучшения условий накачивания.

з) Теплоёмкость и теплопроводность должны быть велики, если жидкость одновременно служит и в качестве охладителя.

и) Точка замерзания должна быть низкой, если жидкость рассчитана на применение в любых географических условиях.

Практическое значение имеют также нижеследующие дополнительные свойства:

к) корродирующие свойства; л) ядовитость; м) воспламеняемость, особенно в паробразной фазе; н) доступность; о) стоимость.

24. Типичные рабочие вещества

Удовлетворительным в отношении большинства перечисленных пунктов оказывается довольно ограниченное число жидкостей. Ни одна из них не является идеальной, и поиски лучших веществ всё ещё продолжают. Некоторые вещества состоят из одной жидкости, — мы их называем однородными. Другие состоят из двух жидкостей; последние нормально представляют собой горючее и окислитель. Отношение расхода массы окислителя к расходу горючего носит название коэффициента смешения λ . Этот коэффи-

цент иногда отличается от стехиометрического значения, если имеется ввиду достижение более низких температуры реакции или молекулярного веса продуктов. В таблице III перечислены десять типичных рабочих веществ, классифицированных по роду окислителя.

Таблица III
Типичные жидкие рабочие вещества

Двойные смеси		Однородные вещества
Окислитель	Горючее	
Жидкий кислород	Этиловый спирт плюс вода	Перекись водорода
• •	Аммиак	Нитрометан
• •	Гидразин	
• •	Водород	
Азотная кислота	Анилин	
• •	Фурфурол	
Перекись водорода	Нитрометан	
То же	C-Stoff	

Каждое рабочее вещество имеет своеобразные свойства, некоторые из которых описаны ниже. Количественные данные о них приведены в таблице IV.

Жидкий кислород — этиловый спирт. Преимуществом этой классической комбинации является высокий удельный импульс. Кроме того, её компоненты неядовиты, не корродируют и не детонируют. Однако жидкий кислород имеет высокую плотность паров при обычных температурах, что затрудняет его хранение и делает малоценным как охладитель (см. раздел 32). В ракетах «Фау-2» немцы употребляли в качестве горючего смесь из 75% этилового спирта (C_2H_5OH) и 25% воды. Этот «водяной балласт» снижает температуру реакции и средний молекулярный вес. Благодаря этому, охлаждение мотора достигается легче, без заметного снижения качества его работы.

Жидкий кислород — безуглеродистое горючее. Исключением углерода из горючего стремятся уменьшить молекулярный вес продуктов сгорания, так как такое горючее может состоять, в основном, из азота и водорода. Примером может служить аммиак (NH_3) — легко доступное вещество, дающее, как показывает расчёт, высокую эффективность. Он ядовит и должен храниться под давлением, чтобы оставаться жидким при обычной температуре. Более удобным горючим является гидразин (N_2H_4), жидкий при комнатной температуре и дающий высокую эффективность при необычайно низкой температуре горения (см. табл. IV). Ни одна из этих жидкостей не является хорошим охладителем, — аммиак из-за низкой

Таблица IV

Теоретическая эффективность главных типов жидких рабочих веществ

Рабочее вещество	Удельный импульс I_{sp} сек.	Скорость истечения c м/сек	Характеристическая скорость c^* м/сек	Коэффициент смещения Γ	Температура в камере T
Жидкий кислород — 75% спирта, 25% воды	239	2348	1689	1,3	2804
Жидкий кислород — гидразин	246	2414	1711	0,33	2000
Жидкий кислород — аммиак	255	2507	1781	1,4	2733
Жидкий кислород — жидкий водород	358	3523	2545	3,0	2366
Перекись водорода (87%)	126	1240	897	—	658
Перекись водорода (87%) — нитрометан	229	2253	1620	0,5	2586
Перекись водорода (87%) — «C-Stoif»	215	2111	1508	2,5	2044
Красная дымящаяся азотная кислота — анилин	221	2163	1530	3,0	2796
Белая азотная кислота — фурфурол	214	2120	1520	1,9	2621
Нитрометан	218	2141	1531	—	2177

Все значения скорости истечения c отнесены к давлению в камере сгорания 21 кг/см^2 и расширению до 1 атмосферы. Для получения экспериментальных значений c , c^* и I_{sp} следует уменьшить теоретические данные на 10%.

температуры кипения, а гидразин из-за того, что при сравнительно невысоких температурах разлагается.

Жидкий кислород — жидкий водород. Жидкий водород даёт в комбинации с жидким кислородом наибольшую эффективность из всех доступных видов горючего. Однако из-за крайней летучести (температура кипения приблизительно — 254°) и низкого удельного веса (0,07), а также относительной дороговизны, он до сих пор не получил применения. Как охладитель он ещё менее пригоден, чем жидкий кислород. Он, однако, представляет теоретический интерес, как своего рода предельное вещество, дающее максимальную эффективность, которую можно надеяться достичь.

Азотная кислота — анилин. Преимуществом этой комбинации является самопроизвольное воспламенение при приведении её компонент в контакт, вследствие чего отпадает нужда в специальном зажигательном приспособлении. Характер этого спонтанного воспла-

менения виден на рис. 18. Для увеличения быстроты воспламенения, в азотной кислоте (HNO_3) растворяется от 6 до 14% окиси азота (NO_2), что даёт так называемую «красную дымящуюся» азотную кислоту. Кроме того, должно быть обеспечено содержание воды не

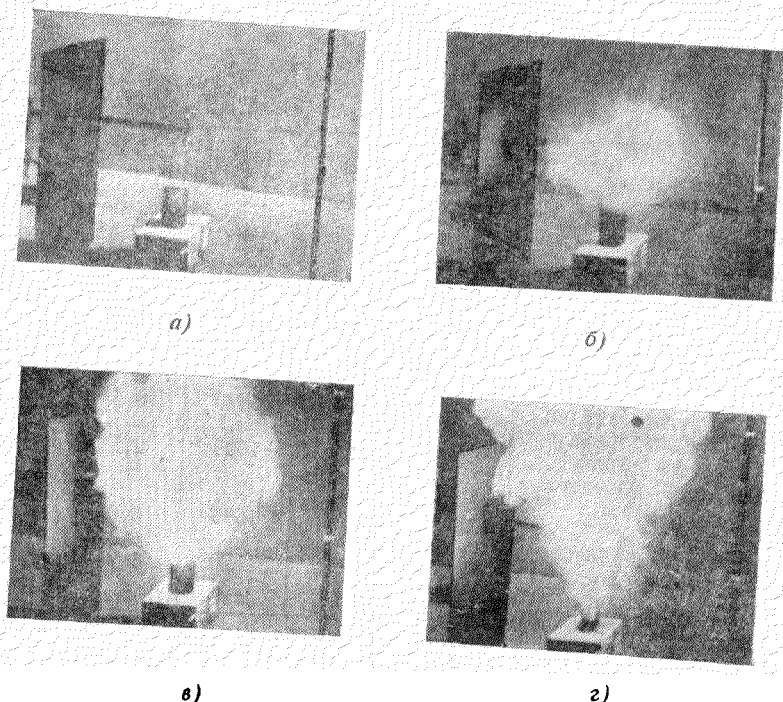


Рис. 18. Последовательные снимки (через интервалы 1/64 сек.) самовоспламенения анилина и красной дымящейся азотной кислоты, приведённых во взаимный контакт.

свыше 2—3%. Азотная кислота корродирует и должна сохраняться в резервуарах из нержавеющей стали или алюминия. Её пары ядовиты. Эти недостатки в сильной мере уравниваются её высоким удельным весом (1,55) и стойкостью против ударов и нагревания.

Для снижения точки замерзания анилина ($\text{C}_6\text{H}_5\text{NH}_2$) к нему, обычно, добавляется 20% фурфурола. Анилин ядовит, но в других отношениях не представляет никаких трудностей в обращении. Он имеет высокую точку кипения и является прекрасным охладителем.

Азотная кислота — фурфурол. Эта комбинация также обладает свойством самовоспламенения, и потребное для воспламенения время несколько меньше, чем в случае анилина. Кислота при этом не требует примеси NO_2 и может быть так называемой «белой кислотой». Фурфурол ($\text{C}_4\text{H}_3\text{O} \cdot \text{CH}_2\text{OH}$) имеет низкую точку замерза-

ния и неядовит. По эффективности эта комбинация эквивалентна предыдущей и удобнее для накачивания, так как малая плотность паров белой кислоты, по сравнению с дымящейся, уменьшает трудности, вызываемые кавитацией.

Перекись водорода. Перекись водорода в 80—90-процентной концентрации является превосходным окислителем, но довольно неустойчива по отношению к нагреванию и весьма чувствительна к загрязнениям, особенно окислами металлов, которые действуют как катализатор экзотермического разложения: $2\text{H}_2\text{O}_2 \rightarrow 2\text{H}_2\text{O} + \text{O}_2$. Концентрированная перекись водорода разлагается со взрывом при температурах, лишь не на много превышающих точку кипения воды. Точка замерзания изменяется от -23° до -12° при возрастании концентрации от 80 до 90%. Жидкость может сохраняться продолжительное время, при условии её химической чистоты (количество примесей не выше нескольких миллионов частей) и при хранении в сосудах соответствующей чистоты. Лучше всего подходят сосуды из чистого алюминия, хотя допустимы также никель, нержавеющая сталь и виниловые пластмассы.

Регулируемый процесс разложения H_2O_2 обычно осуществляется добавлением раствора перманганата кальция (концентрацией в несколько процентов), действующего как катализатор, или же пропусканием перекиси через слой вещества, содержащего перманганаты или соединения свинца. При таком разложении она служит рабочим веществом с низкой температурой реакции и даёт удельный импульс, равный примерно половине даваемого другими стандартными рабочими веществами, при температуре реакции, составляющей только одну четверть температуры реакции этих веществ. Таким образом, она может служить удобным газогенератором для двигателей турбинного действия.

Нитрометан (CH_3NO_2) — простейший из нитропарафинов — содержит в одной молекуле все компоненты, необходимые для горения. Он может, следовательно, применяться как однородное рабочее вещество. Для начала горения требуется постороннее зажигание в присутствии кислорода. При наличии катализирующей добавки он сгорает спокойно, развивая давление, почти вдвое превышающее стандартную величину 21 кг/см^2 , и требуя объёма камеры сгорания, в несколько раз большего обычных объёмов, применяемых для других рабочих веществ^{*)}.

Нитрометан не корродирует, неядовит, не чувствителен к загрязнениям и имеет низкую плотность паров. Благодаря использованию только одной жидкости упрощается система резервуара и трубопроводов. Однако он разлагается со взрывом при температуре выше 288° и может детонировать от механических ударов. Как охладитель он поэтому должен применяться с осторожностью.

^{*)} Для CH_3NO_2 типовыми величинами являются: $p_c = 38,5 \text{ кг/см}^2$ и $L^* = 875 \text{ с.м.}$ См. определение L^* в разделе 28.

При применении нитрометана в комбинации с перекисью водорода, в виде двойного рабочего вещества, реакция происходит при более низких давлениях (21 кг/см^2) и объёмах ($L^* = 250 \text{ см}$), чем при применении одного нитрометана. Кроме того, при этом отпадает необходимость в добавлении катализатора, а зажигание легко осуществляется без помощи пламени или искры, путём инициирования разложения перекиси водорода с помощью катализатора в виде небольшого количества перманганата. Эта комбинация представляет рабочее вещество, весьма удобное в обращении, вследствие неядовитости и отсутствия корродирующего действия её компонент. Она может быть полезной в тех случаях, когда не требуется предварительного сильного нагревания компонент рабочего вещества.

«C-Stoff». В своих самолётах-истребителях с ракетным двигателем Me-163B немцы употребляли горючее, обозначавшееся «C-Stoff». Оно состояло из 30% гидразин-гидрата ($\text{N}_2\text{H}_4 \cdot \text{H}_2\text{O}$), 57% метилового спирта и 13% воды. Благодаря содержанию гидразин-гидрата оно самовоспламеняется с H_2O_2 и в то же время настолько устойчиво, что может служить для охлаждения ракетного двигателя.

25. Предельная эффективность химических рабочих веществ

Приведённые в таблице IV данные об эффективности и прочих параметрах всех рассмотренных рабочих веществ показывают, что, несмотря на их большое разнообразие, наибольшее различие в их эффективности не превышает 50%. Иногда высказывается надежда, что эффективность ракеты может быть сильно улучшена открытием нового рабочего вещества. Но термодинамические расчёты, основанные на известных свойствах всех возможных жидких рабочих веществ, указывают теоретический верхний предел для удельного импульса, который превышает лучший достигнутый до сих пор результат всего примерно на 80%. Это ограничение носит фундаментальный характер и определяется тем фактом, что любое вещество, состоящее из элементов H, C, O и N даёт продукты сгорания, которые диссоциируют при температуре выше 2500°K и при этом поглощают энергию настолько сильно, что температура горения не может превысить 3500° . Так как это ограничение определяется природой продуктов сгорания, то никакие изменения рода рабочего вещества не могут дать значительного увеличения удельного импульса. Теоретически максимальный удельный импульс, который можно получить, например, от жидкого кислорода и гидразина, составляет около 260 сек. Жидкий водород в комбинации либо с жидким кислородом, либо с жидким фтором может дать до 350 сек., что можно рассматривать как химический предел эффективности ракеты. Так как жидкий водород имеет удельный вес всего 0,07, то он сильно уменьшает величину импульса на единицу объёма всякого рабочего вещества, в состав которого он входит.

Выигрыш 25% или 50% в удельном импульсе J_{sp} , на который можно рассчитывать в ближайшее время, во всяком случае, имеет достаточно большое значение, чтобы оправдывать затрату труда на его достижение. Но ничто не указывает на возможность появления на горизонте какого-нибудь чудодейственного рабочего вещества, дающего увеличение J_{sp} , например, раз в 10 против нынешних величин. Можно сделать вывод, что выбор рабочего вещества в будущем будет диктоваться больше условиями эксплуатации, чем эффективностью.

Появление на сцене энергии атомного ядра может изменить это утверждение. Однако, если всё же сохранится необходимость в рабочей жидкости и если запас тепла в ней ограничен температурными требованиями, то окажется невозможным увеличить J_{sp} больше чем на один порядок по сравнению с современными экспериментальными величинами (см. раздел 46). Так, например, H_2 , нагретый до $4000^\circ K$ и расширяющийся адиабатически, создаёт удельный импульс 700 сек. Если H_2 будет диссоциирован на $2H$, эта величина повысится приблизительно до 1000 сек. Эти предсказания могут оказаться слишком пессимистическими, если окажется возможным какой-либо иной способ реактивного движения с высокими скоростями. Во всяком случае проблема использования энергии атомного ядра для ракетного движения чрезвычайно сложна, и потребуются годы для её разрешения.

ПРИНЦИПЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

26. Механическая конструкция

Типичное тяговое устройство с жидким рабочим веществом—то, что в дальнейшем мы будем называть мотором—изображено на рис. 19 и 20, на которых видны три основные части. Эти три части: инжектор рабочего вещества, камера сгорания и сопло. Изображённый мотор был сконструирован на основании теории, изложенной в части 1, и характеризуется следующими данными:

Характеристика мотора (на уровне моря)

Тяговое усилие F	678 кг
Давление в камере p_c	21 кг/см ²
Удельный импульс J_{sp}	193 сек.
Скорость истечения c	2511 м/сек
Продолжительность действия	45 сек.
Вес мотора	22,6 кг
Температура в камере	2759°
Рабочее вещество	кислота—анилин
Коэффициент смещения	2,75
Охладитель	анилин (горючее)
Геометрические размеры:	
Диаметр горловины	55,1 мм
Диаметр выходного отверстия	123,2 мм
Общая длина	63,5 см

Мотор изготовлен из особого типа нержавеющей стали, обладающей сравнительно высокой теплопроводностью. Он снабжён рас-

ширительным компенсатором, жёстко сваренным с наружной оболочкой и рассчитанным для высокой рабочей температуры внутренней оболочки. Анилиновый охладитель проводится спирально вокруг

сопла и камеры сгорания, прежде чем поступить в трубку инжектора (регенеративное охлаждение). Внутренность мотора хромирована для защиты от коррозии и эрозии.

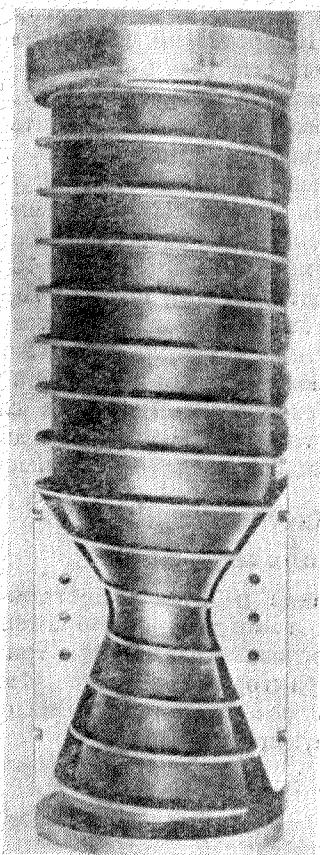


Рис. 19. Фотография камеры ракетного мотора на 678 кг, показывающая охлаждающие каналы.

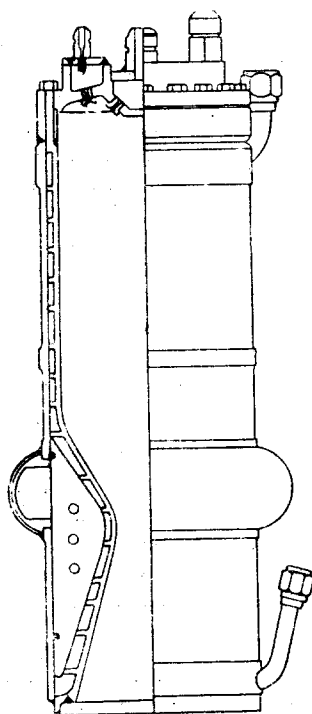


Рис. 20. Разрез мотора на 678 кг; сверху вниз — инжектор, камера горения и сопло.

27. Связь назначения ракеты с конструкцией

К числу требований, в наибольшей степени определяющих конструкцию ракетного мотора, принадлежат следующие: а) величина тягового усилия; б) длительность непрерывной работы; в) однократ-

ность или многократность использования; г) высота полёта; д) допустимый вес мотора.

а) Величина тягового усилия. В моторах, рассчитанных на тяговое усилие, меньшее 45 кг, возникает трудность из-за возможности засорения малых отверстий инжектора. При тяговых усилиях свыше 450 кг уменьшается отношение длины к диаметру, как видно, например, из сравнения рис. 19 и 21. Так как при обеспечении надлежащего охлаждения может быть изготовлена оболочка, противостоящая как сжимающим, так и растягивающим усилиям порядка 35 кг/см², то, повидимому, не существует принципиальной верхней границы для размеров ракетного мотора. Так, например, мотор, развивающий тяговое усилие порядка 500 т, имел бы диаметр горловины около 1,5 м.

Новейшие исследования показывают, что в больших моторах может быть достигнуто значительное снижение относительного объёма горения, без большой потери в величине параметра c^* . Это приводит к конструкции мотора, состоящего из трубообразной части, за которой следует слегка сужающееся горло, затем коническое расширение.

б) Продолжительность непрерывной работы. Ракетный мотор типа, изображённого на рис. 20, обычно достигает теплового равновесия примерно за 30 сек. Если мотор должен действовать более короткое время, чем этот интервал, он может иметь массивные неохлаждаемые стенки, теплоёмкость которых обеспечивает сохранение допустимой при работе температуры. Продолжительность работы охлаждаемого мотора ограничивается только запасом рабочего вещества, так как эрозия горловины сопла — наиболее уязвимого пункта, в котором имеет место наиболее интенсивная теплопередача — обычно не появляется ещё к моменту исчерпания запаса рабочего вещества. Предельная продолжительность работы аэропланного мотора определяется весом запаса рабочего вещества, который он может нести, приходящимся на 1 кг тягового усилия, и имеет порядок 1 часа или несколько менее. Если не существует поддерживающей силы воздуха, как,

например, в случае ракетного снаряда без крыльев, выпускаемого вертикально вверх, то время работы, очевидно, ограничено требованием, чтобы вес рабочего вещества был бы меньше тягового усилия. Интересно отметить здесь, что для того, чтобы ракета могла уйти от земного притяжения,

Таблица V
Длительность работы ракетных моторов

Область применения	Длительность в сек.
Артиллерийские ракеты	0,1—1,0
Запуск ракетных снарядов дальнего действия	0,5—5,0
Старт самолётов	10—45
Продвижение ракетных снарядов	30—300
Ракетные самолёты	200—3600

нужно в течение 10 минут поддерживать ускорение 2g.

Для разных областей применения ракет характерны определённые значения длительности работы. Они приведены в таблице V.

в) Однократность или многократность использования. При однократном использовании часто можно допустить известную степень эрозии и применять гораздо более лёгкий мотор, чем тот, который потребовался бы для многократной работы, особенно при полёте без пассажиров, когда фактор безопасности не приходится брать в расчёт. Если не требуется останавливать и снова пускать в ход мотор, то обычные краны заменяются разрываемыми диафрагмами, что приводит к упрощению и облегчению конструкции.

г) Ожидаемая высота полёта. Как указывалось в разделе 9, для каждого значения внешнего давления существует оптимальное сопло, у которого отношение площади отверстия к площади горловины таково, что создаёт максимальную силу тяги. Соответственно этому, жёсткое сопло может быть скорректировано только для одной высоты. Так, мотор, предназначенный для работы на уровне моря, может иметь степень расширения $\epsilon = 3,5$, а при работе на 12000 м $\epsilon = 11,0$. Для вертикального полёта расчёт ведётся, исходя из средней высоты. Для моторов, предназначенных к работе вне атмосферы, ϵ должно браться настолько большим, насколько допускают конструктивные ограничения.

д) Допустимый вес мотора. У самолётных моторов их собственный вес составляет очень небольшую часть (1—2%) общего веса самолёта, и могут быть применены тяжёлые прочные конструкции. У снарядов мотор может весить от 3 до 10% общего веса, и предпочтительны более лёгкие конструкции. При существующем уровне техники моторы дают от 20 до 100 кг тягового усилия на 1 кг собственного веса.

28. Приведённая длина L^* и время горения

Камера сгорания должна иметь такой объём, чтобы рабочее вещество успело бы подвергнуться достаточно полному сгоранию, прежде чем продукты сгорания достигнут горловины сопла. В противоположность соплу, указать оптимальные размеры камеры не представляется возможным. По соображениям удобства изготовления, камерам придаётся форма цилиндра с объёмом V_c и длиной L_c .

Экспериментально было найдено, что для того, чтобы обеспечивалось правильное горение, отношение объёма V_c к площади горловины f_g , которое мы будем называть приведённой длиной L^* , не должно быть меньше определённого минимума. Эта величина колеблется между 60 и 1500 см в зависимости от рабочего вещества и типа инжектора.

То обстоятельство, что время сгорания t_c , в течение которого рабочее вещество находится в камере, пропорционально приведённой длине последней, может быть показано на основе следующих упрощающих допущений.

1) Перемешивание компонент рабочего вещества является полным уже у обращённого к инжектору конца цилиндрической камеры. Непосредственно вблизи от инжектора сгорание является хотя и не полным, но достаточным для того, чтобы покидающее эту область вещество могло считаться газообразным.

2) Скорость и температура вещества, покинувшего область непосредственной близости от инжектора, одинаковы во всей камере, несмотря на то, что, как нам известно, химическая реакция ещё продолжается.

Время сгорания есть

$$t_c = \frac{l_c}{v_c}, \quad (80)$$

где v_c — скорость реагирующих веществ в направлении, параллельном оси цилиндрической камеры. Но, согласно уравнению непрерывности [уравнение (29)],

$$v_c = \frac{\dot{m}}{\rho_c f_c} = \frac{\dot{m} R_s T_c}{f_c p_c}, \quad (81)$$

и из (39) $\dot{m} = \frac{\Gamma' f_t p_c}{a_c}$. Подставляя это значение $\dot{m}$ в (81), а полученное значение v_c в (80), мы получим, при помощи уравнения (52), определяющего c ,

$$t_c = \frac{l_c f_c}{f_t} \cdot \frac{a_c}{\Gamma' R_s T_c} = \frac{\gamma L^*}{\Gamma' a_c} = \frac{\gamma L^*}{(\Gamma' c^*)^2}, \quad (82)$$

где мы считаем $l_c f_c = V_c$ — эффективному объёму камеры. Из (82) мы видим, что время, в течение которого реагенты остаются в камере, прямо пропорционально приведённой длине L^* и обратно пропорционально характеристической скорости. Так, например, типичный кислотно-анилиновый мотор с тяговым усилием 450 кг имеет $c^* = 1378$ м/сек, $L^* = 1$ м и даёт $t_c = 0,0017$ сек. При возрастании размеров мотора и тягового усилия величина L^* , которая является необходимой, не возрастает в такой же мере, так что доля общего объёма, приходящаяся на камеру, делается меньше, а приходящаяся на сопло — больше. Это хорошо видно из сравнения мотора, рассчитанного на 678 кг тягового усилия (рис. 19), с мотором «Фау-2», рассчитанным на 25 т (рис. 21).

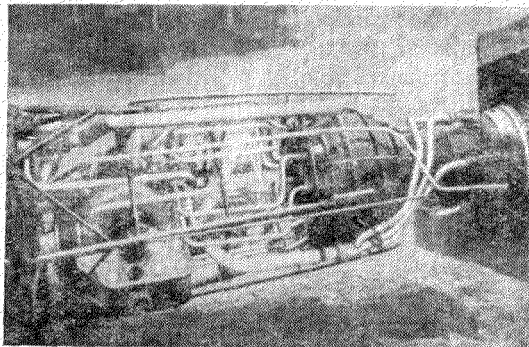


Рис. 21. Вскрыт хвостовой конец ракеты «Фау-2»; видны очертания мотора и сложная система трубопроводов.

29. Типовой расчёт мотора

При проектировании жидкостного ракетного мотора с регенеративным охлаждением должны быть точно определены три группы данных: размеры камеры и сопла, гидравлические и механические параметры инжектора и гидравлические и термические параметры охлаждающих каналов. Начнём с процедуры определения основных элементов мотора.

Величинами, выбираемыми более или менее произвольно, являются: тяговое усилие F (кг), давление в камере p_c (кг/см²), внешнее давление p_0 (кг/см²), рабочее вещество, коэффициент смешения r . Данные касательно эффективности рабочего вещества (см. табл. IV) должны быть собраны предварительно, эмпирическим путём.

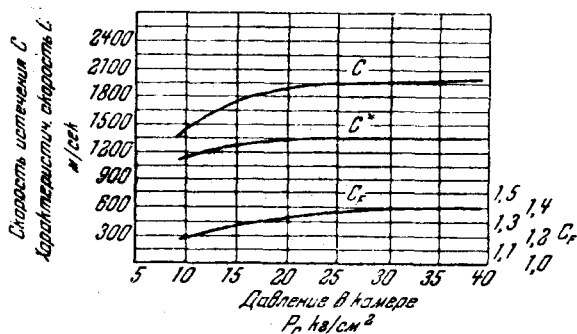


Рис. 22. Зависимость характеристической скорости c^* от давления в камере p_c для красной дымящейся азотной кислоты — анилина и коэффициента сопла C_F — для всех рабочих веществ; $r = 2,75$.

Из этих данных мы должны определить: площадь горловины f_t (см²), площадь отверстия сопла f_e (см²), объём камеры V_c (см³), весовой расход рабочего вещества mg (кг/сек). Это выполняется ниже следующими этапами:

1) Выбрав тяговое усилие F , давление в камере p_c и наружное давление p_0 , определяют тип рабочего вещества и, если оно составное, коэффициент смешения r .

2) При помощи эмпирических данных, полученных при статических испытаниях ракетных моторов для выбранного рабочего вещества, и значений p_c и r в соединении с термохимическими расчётами находят отношение теплоёмкостей γ , приведённую длину L^* и характеристическую скорость c^* . Значения γ для рабочих веществ, приведённых в таблице IV, лежат между 1,2 и 1,3, а L^* обычно лежит между 125 см и 250 см. Типичные кривые c^* в функции давления в камере и коэффициента смешения приведены на рис. 22 и 23. Как

показывают эти кривые, с изменением p_c и r c^* изменяется довольно медленно.

3) Исходя из отношения теплоёмкостей γ и отношения давлений p_c/p_0 , вычисляются коэффициент сопла C_F и коэффициент площади сопла ϵ , согласно уравнениям (49) и (50). Графики C_F и ϵ изображены на рис. 7. Эти теоретические значения C_F должны быть несколько исправлены для учёта трения и расхождения потока в сопле.

4) При помощи основного соотношения $F = C_F p_c f_t$ [уравнение (48)] вычисляется площадь горловины и из известного уже отношения $\epsilon = \frac{f_e}{f_t}$ — площадь отверстия f_e .

5) Исходя из определения характеристической скорости c^* , вычисляется общий расход массы: $\dot{m} = \frac{p_c f_t}{c^*}$. Расход массы окислителя $\dot{m}_0$ и горючего $\dot{m}_f$ вычисляется тогда из соотношения $\dot{m} = \dot{m}_0 + \dot{m}_f$, причём коэффициент смешения $r = \frac{\dot{m}_0}{\dot{m}_f}$.

6) Определяется объём камеры сгорания $V_c = L^* f_t$, используя эмпирические данные о приведённой длине L^* .

7) Отношение поперечного сечения камеры сгорания f_c к сечению горловины f_t определяется условиями теплоотдачи и конструктивной прочности. Теплоотдача возрастает с уменьшением f_c , напряжение в материале возрастает с увеличением f_c . Типовой компромиссной величиной является $\frac{f_c}{f_t} = 6$. Когда это отношение зафиксировано, то определяется длина камеры L_c . Беря в качестве примера мотор на 678 кг тягового усилия, описанный в разделе 26, мы получаем для него следующие количественные данные, расположенные в логическом порядке их получения.

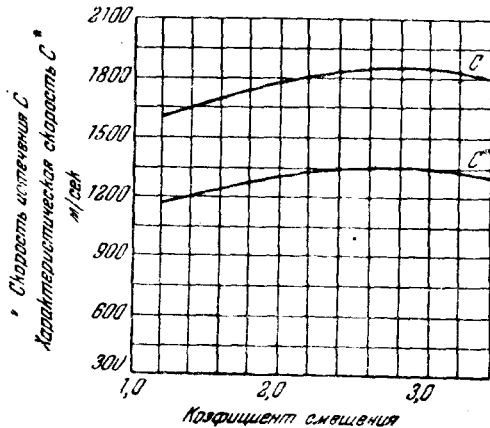


Рис. 23. Зависимость характеристической скорости c^* от коэффициента смешения r для азотной кислоты — анилина.
 $p_c = 21 \text{ кг/см}^2$.

Исходные данные

Тяговое усилие на уровне моря F	678 кг
Давление в камере p_c	21 кг/см ²
Среднее наружное давление p_0	0,6 кг/см ²
Рабочее вещество	кислота — анилин
Коэффициент смешения r	2,75

Найденные данные

Отношение теплоёмкостей γ	1,25
Характеристическая скорость c^*	1400 м/сек
Приведённая длина L^*	186,4 см
Исправленный коэффициент тяги C_F	1,35
Коэффициент площади ϵ	5,0
Площадь горловины f_t	23,8 см ²
Площадь отверстия f_e	119 "
Общий весовой расход $\dot{m}g$	3525 г/сек
Расход окислителя $\dot{m}_{0g}$	2585 "
Расход горючего $\dot{m}_{fg}$	940 "
Объём камеры V_c	4460 см
Отношение площадей $\frac{f_e}{f_t}$	5,85
Диаметр камеры d_c	13,3 см
Длина камеры l_c	97,3 "

Конструктивные данные относительно инжектора и охлаждающих каналов для мотора рассматриваются в разделе 30.

30. Инжектор

Назначением инжектора является подача рабочего вещества в камеру сгорания и возможно быстрое и однородное перемешивание и распыление его, сопровождаемое определённым уменьшением давления. При однородном рабочем веществе отверстия инжектора должны давать разбрызгивающуюся струю, дающую максимальное распыление; при двойном рабочем веществе они должны давать два потока, с большой скоростью течения, направленные навстречу друг другу и обеспечивающие перемешивание.

Если падение давления в отверстии слишком мало, то результатом этого может явиться неправильное горение и даже возникновение акустических колебаний. С другой стороны, и большое падение давления также нежелательно, так как приводит к необходимости прочных, выдерживающих повышенное давление резервуаров для рабочего вещества. Удовлетворительный компромисс для кислоты и аммиака даёт величина динамического напора $\left(q = \frac{1}{2} \rho v^2\right)$, где ρ — плотность, v — скорость) каждого из встречных потоков, удовлетворяющая условию $q \geq 0,42 \text{ кг/см}^2$. При турбулентном течении жидкости через короткую трубообразную насадку, что соответствует типичному инжектору, падение давления Δp связано с динамическим напором посредством уравнения

$$\Delta p = Kq, \quad (83)$$

где K — безразмерный коэффициент насадки, значение которого колеблется от 1,2 до 2,0 в зависимости от формы насадки и степени турбулентности. Величина отдачи тепла стенкам камеры сильно зависит от геометрического расположения струй, поступающих из инжектора. Так как регенеративное охлаждение ракетного мотора вызывает известные трудности, то положение насадок должно устанавливаться очень точно. Изменение их ориентации на несколько градусов может вызвать местные колебания теплопередачи в размере 50—100% и иметь последствием аварию из-за проплавления стенок камеры, так как обеспечить большой запас охлаждения не представляется возможным.

Инжектор со встречными потоками. На рис. 24 изображена типичная конструкция инжектора со встречным перемешиванием для анилина и азотной кислоты. Это одно из простейших возможных расположений насадок. Насадки сделаны сменными, так что их гидродинамический контур и коэффициенты насадки могут быть тщательно подобраны. При этом инжекторе минимальная отдача тепла стенкам камеры достигается при том условии, что направление движения потока после смешения оказывается параллельным оси цилиндрической камеры. Типичное расположение потоков показано на рис. 25. Направление потока после смешения может оказывать косвенное действие также и на эффективность работы мотора — иначе говоря, на характеристическую скорость c^* — благодаря изменению температуры поступающего горючего, если последнее используется для охлаждения. Рис. 26 показывает форму струй воды, выходящих из небольшого инжектора со встречными потоками. Приводим данные инжектора, показанного на рис. 24, который применён в описанном в разделе 26 моторе, рассчитанном на 678 кг тягового усилия. Число пар насадок — 8, диаметр насадки для горючего — 3,28 мм, для окислителя — 2,43 мм, номинальное значение Δp для горючего — 4,7 кг/см², для окислителя — 7 кг/см²; угол β , образуемый потоком после смешения, равен $\pm 5^\circ$ (кнаружи). В данном случае потери давления в насадках взяты неодинаковыми, так как в гидравлическом контуре для горючего присутствует добавочная потеря давления в каналах охлаждения.

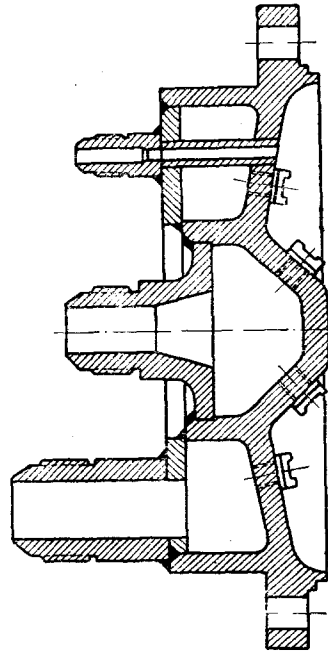


Рис. 24. Разрез типичного инжектора для двойного рабочего вещества, со встречными струями, на тяговое усилие 678 кг.

Другие типы инжекторов. Интересный инжектор для двойного рабочего вещества, в котором жидкости встречаются не в

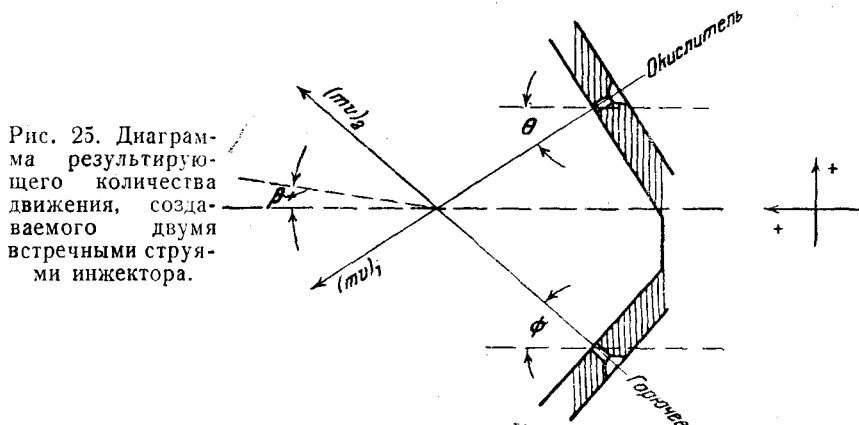


Рис. 25. Диаграмма результирующего количества движения, создаваемого двумя встречными струями инжектора.

дискретных точках, а в кольцевом пространстве, показан на рис. 27. Этот инжектор даёт несколько лучшее перемешивание и эффективность сгорания, благодаря тому, что в нём поток жидкости в форме сходящегося конуса пересекается с потоком в форме расходящегося конуса. Он, по-видимому, даёт более высокую отдачу тепла стенкам мотора.



Рис. 26. Испытание при помощи воды насадок инжектора мотора на 90,6 кг.

меньше зависит от их ориентации, чем для типов, применяемых при двойном рабочем веществе.

Инжекторы, основным назначением которых является перемешивание, а распыление, имеют совсем иную конструкцию, как видно из рис. 28, на котором изображён инжектор мотора, развивающего 90 кг тягового усилия с однородным рабочим веществом — нитрометаном. Здесь применён центробежный распылитель, в котором выходящая жидкость разбивается на мельчайшие брызги действием центробежной силы. Величина теплоотдачи при этом типе инжекторов значительно

До настоящего времени конструирование инжекторов носит чисто эмпирический характер, так как о внутренних процессах в жидкостных ракетных моторах известно очень мало. Прямые определения скорости, температуры, плотности и химического состава чрезвычайно затруднительны из-за высокой температуры в камере.

31. Зажигание

Запуск жидкостного ракетного мотора ставит ряд серьёзных проблем, не возникающих в обычных двигателях. Продолжительный период разогрева, во время которого тяговое усилие имеет пониженное значение, является недопустимым, так как при высоком расходе рабочего вещества каж-

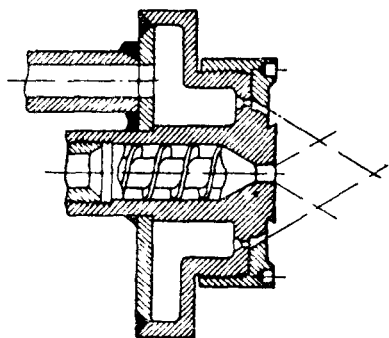


Рис. 27. Разрез инжектора для двойного рабочего вещества, дающего две пересекающиеся конические струи азотной кислоты и анилина.

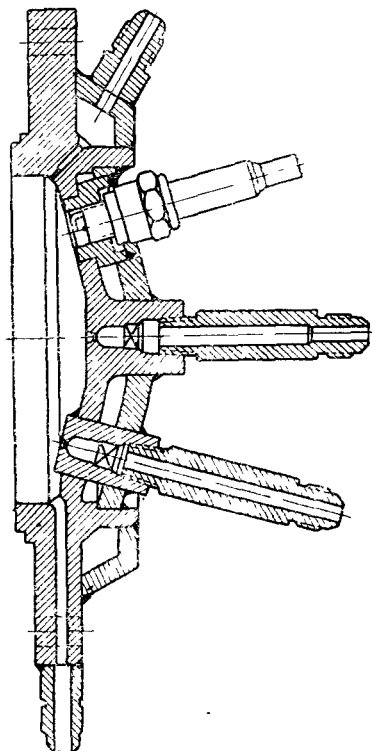


Рис. 28. Разрез инжектора с искровым запалом для однородного рабочего вещества; инжектор даёт тонко распылённую струю благодаря центробежному эффекту.

дая секунда непроизводительной работы мотора того же обходится в смысле удельного импульса на единицу веса. Кроме того, и горение должно начинаться быстро (в течение нескольких десятых долей секунды), так как при запоздавшем зажигании происходит накопление рабочего вещества, которое может вызвать опасное повышение давления или «резкий старт».

Если рабочее вещество самовоспламеняется, как в случае азотной кислоты и анилина, при контакте его составляющих, то безопасность зажигания достигается тем, что количество подаваемого вещества

при запуске делается значительно меньшим нормальной подачи при вполне установившемся горении. Эти первые порции вещества реагируют сперва на границе раздела двух жидкостей и развивают тепло в количестве, пропорциональном площади соприкосновения или степени перемешивания. Рассеяние этого тепла определяется характером движения жидкости и формой и начальной температурой камеры. Если тепловой баланс оказывается неблагоприятным, то зажигание может задержаться до момента накопления избытка рабочего вещества, результатом чего является «хлопок». Важно, чтобы гидравлическая система была устроена так, чтобы обеспечивать одновременное поступление обеих компонент и чтобы коэффициент смешения во время начального периода устанавливающегося горения не сильно

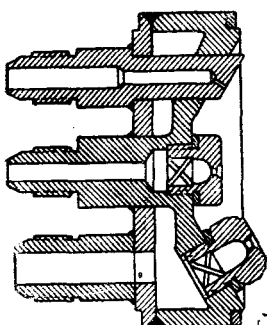


Рис. 29. Разрез инжектора для нитрометана — перекиси водорода, в котором зажигание осуществляется благодаря предварительной реакции между катализатором (перманганатом) и перекисью водорода.

отклонялся от стехиометрического значения. Начальная подача в $1/6$ — $1/10$ нормальной величины обычно устанавливает необходимое давление в течение 2—3 сек., так что по истечении следующих 1—2 сек. может быть осуществлён переход к нормальной подаче. Удобным стартовым приспособлением являются разрывные диски, частично закрывающие питающие трубы и разрывающиеся, когда давление нагнетания достигает определённой доли от его полной величины. Так как полное давление в трубах устанавливается с запаздыванием, то этим обеспечивается уменьшенная начальная подача.

Каталитическое зажигание. Перекись водорода быстро разлагается, если через инжектор вместе с ней подаётся насыщенный раствор перманганата кальция в количестве 3% от её веса. Иногда перманганат направляют встречной струёй с целью способствовать распылению. Если перекись подаётся в комбинации с горючим, то подача катализатора через одну-две секунды может быть прекращена и реакция продолжается без его участия. Этот способ зажигания весьма надежен. Типичный инжектор для катализатора, горючего и перекиси показан на рис. 29. Разложение перекиси может осуществляться также пропусканием её через слой катализирующего вещества.

Зажигание при помощи искры и пламени. Рабочие вещества, неспособные к самовоспламенению, как нитрометан и разные комбинации с жидким кислородом, требуют зажигания в парообразной фазе при помощи искры или пламени. Зажигательное устройство должно поэтому быть расположено так, чтобы не заливаться жидкостью; мы отмечаем в виде примера расположение искрового запала на рис. 28. Искровой запал удобен для малых

моторов, так как допускает повторные запуски, хотя недостатком его является относительно быстрое обгорание контактов. В больших моторах, как например «Фау-2», применяются пиротехнические устройства, помещённые внутри мотора и развивающие большие количества тепла; в противном случае запальное пламя может быть загашено.

Нитрометан обладает той неблагоприятной особенностью, что повышенное давление или «резкий старт», вызванный «запоздалым зажиганием» или, наконец, температурное разложение в охлаждающих каналах могут вызвать детонационную волну в питающей трубе, способную даже достигнуть резервуара горючего. По этой причине цепь искрового запала снабжается прерывателем, обрывающим цепь по прошествии определённого интервала времени, начиная с момента поступления жидкости в камеру. Интересно отметить, что нитрометан с трудом загорается в отсутствии газообразного кислорода, хотя после того, как началось горение, кислород не требуется. Были разработаны «детонационные ловушки», которые предупреждают переход детонационной волной определённого места в питающей трубе, посредством разрушения трубы и распыления её содержимого, при подходе детонационной волны.

32. Теплопередача в ракетных моторах

а) Типичные значения тепловых параметров. Ракетный мотор работает в более суровых условиях в отношении температуры и притока тепла, чем любой другой тепловой двигатель. По этой причине проблема теплоотдачи принадлежит к числу самых важных и острых при проектировании мотора. Все моторы могут быть грубо подразделены на два класса: в одних тепло, передаваемое потоком горячих газов, поглощается материалом самого мотора (неохлаждаемый тип), в других для этой цели употребляется часть или целиком рабочее вещество (охлаждаемый тип). Последний тип, далее, может быть подразделён на такой, в котором охлаждающая жидкость поглощает тепло в то время, когда циркулирует в специальных каналах вокруг мотора (тип с регенеративным охлаждением), и такой, у которого часть охлаждающей жидкости направляется в самую рабочую камеру таким образом, что образует охлаждающую плёнку на внутренней поверхности стенок (плёночное охлаждение). На первый взгляд можно усомниться, способно ли протекающее рабочее вещество поглощать тепло, передаваемое сквозь стенки, оставаясь при этом в жидкой фазе. Измерения общего потока тепла показывают, что часто поглощение этого тепла возможно без нагревания охладителя до кипения. Условия охлаждения заметно изменяются с размерами ракеты. Количество охладителя возрастает линейно с увеличением тягового усилия, тогда как охлаждаемая поверхность мотора растёт менее быстро. Таким образом,

могут быть случаи, когда данное рабочее вещество пригодно в качестве охладителя для больших моторов и непригодно для маленьких.

Полезно привести для ориентации типичные числовые значения тепловых параметров ракетных моторов регенеративного охлаждения. Теплота сгорания, например, для красной дымящейся азотной кислоты и анилина приблизительно равна 1 ккал/кг . На уровне моря, при $p_c = 21 \text{ кг/см}^2$, менее 50% этой энергии превращается в кинетическую энергию выходящей струи, и почти вся остальная часть остаётся в ракете в виде тепловой энергии. В моторе от 2 до

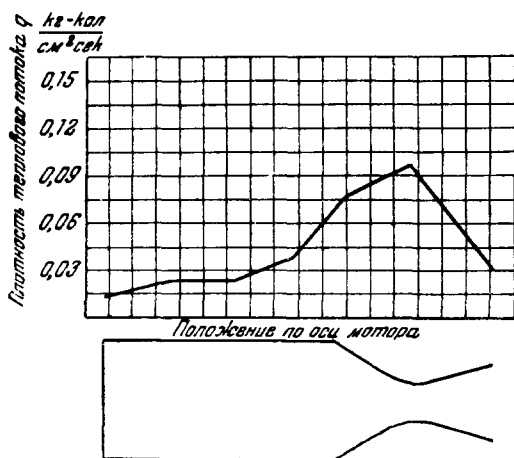


Рис. 30. Распределение плотности теплового потока вдоль направления оси ракетного мотора.

3% тепла, создаваемого сгоранием, переходит через стенки камеры сгорания и сопла к охладителю и затем, при регенеративной системе охлаждения, возвращается снова в камеру. Величина теплопередачи определяется плотностью теплового потока q ; он имеет порядок $0,04 \text{ ккал/см}^2$ в камере и $0,10\text{—}0,12 \text{ ккал/см}^2$ в горловине сопла, где он имеет максимальное значение. В промышленных печах с наивысшими температурами передача

тепла достигает значений не более одной десятой тех величин, которые

встречаются в ракетном моторе. На рис. 30 изображено распределение плотности теплового потока вдоль направления оси ракетного мотора с тяговым усилием 90 кг , с алюминиевой камерой и медным соплом.

Передача тепла в моторе может быть уменьшена вдвое-вчетверо при помощи огнеупорных прокладок. Однако известные донныне огнеупорные материалы в условиях ракетного мотора имеют ограниченный срок жизни. Для смеси красная дымящаяся азотная кислота—анилин температура газов в камере сгорания достигает 2500°C и падает до 1700°C в горловине сопла и до 1100° и менее у выхода сопла. Большинство употребительных металлов плавится при температурах, значительно более низких. Поэтому неохлаждаемые моторы даже для очень кратковременной работы возможны лишь благодаря существованию переходного слоя с очень большим температурным гра-

диентом между основным потоком газа и стенками мотора. Равновесная температура T_{wg} внутренней поверхности стенок, омываемых горячими газами, у мотора с регенеративным охлаждением лежит для стальных сплавов между 420 и 720°C . Эта температура в основном определяется толщиной стенок ($0,25\text{--}0,5\text{ см}$ для стальных сплавов) и теплопроводностью материала. Температура поверхности, омываемой охладителем T_{WL} , не должна превышать величины, лежащей несколько ниже точки кипения последнего, например, для анилина при давлении 35 кг/см^2 — 329°C . В пограничном слое между охлаждаемой стенкой и основной массой охладителя также происходит резкое падение температуры. Типовое значение средней температуры жидкости T_L после поглощения ею тепла составляет 130°C .

Все названные температуры изображены на графике рис. 31, и типовые значения тепловых параметров сведены в таблице VI.

Температура стенок мотора при заданной температуре газов в камере в основном определяется температурой охладителя вблизи стенки. Поэтому падение её в переходном слое $T_{WL} - T_L$ должно быть возможно меньшим. Теплопроводность h этой плёнки, которую мы определяем как плотность теплового потока сквозь плёнку при разности температур в один градус, возрастает с увеличением скорости охладителя, и падение температуры на плёнке может изменяться от $12\text{--}20^\circ$ до нескольких сот градусов. Поэтому выгодна наибольшая скорость течения охладителя, при которой потеря давления в охлаждающих каналах сохраняет приемлемую величину. В современных конструкциях скорость охладителя лежит между $4,5$ и 15 м/сек . Скорость обычно увеличивается вблизи горловины. Общую потерю давления в охладительных каналах стремятся ограничить величиной порядка $3,5\text{ кг/см}^2$.

Ввиду того, что только $2\text{--}3\%$ тепла, освобождённого в камере, проходит сквозь стенку, и что поглощение этой малой доли охладителем обеспечивается не полностью, всякий фактор, влияющий на передачу тепла сквозь стенки, имеет большое значение при конструи-

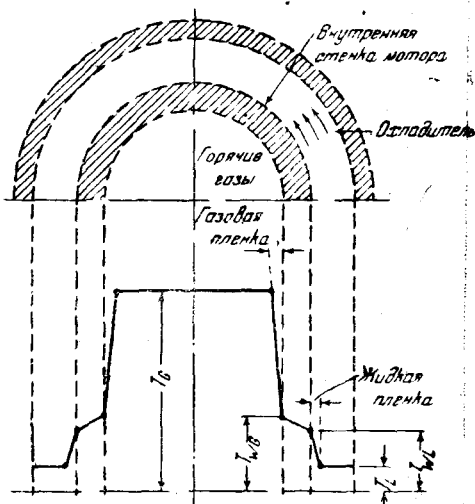


Рис. 31. Распределение температур по разрезу камеры сгорания. Большие температурные градиенты в газовой и жидкой «плёнках» у твёрдой стенки.

Таблица VI

Тепловые параметры типового мотора регенеративного охлаждения, работающего на смеси красная дымящаяся азотная кислота — анилин с анилин-новым охлаждением

Теплота сжигания смеси:	
Доля, превращаемая в кинетическую энергию потока газов	40%
Доля, превращаемая в энтальпию потока газов	60%
Доля, отдаваемая через стенки мотора	3%
Плотность теплового потока в камере	0,04 ккал/см ²
Плотность теплового потока в сопле	0,10—0,12 "
Температура газов в камере T_c	2500°
" " в горловине сопла	1630°
" " у выхода сопла	1100°
" стенки мотора, омываемой газом T_{WG}	550°
лем T_{WL}	охладите-
Падение температуры в плёнке $T_{WL}-T_L$	270°
Средняя температура охладителя T_L	110°
Точка кипения охладителя при 35 кг/м ²	160°
	329°

ровании. Как уже указывалось в разделе 30, величина теплоотдачи весьма чувствительна к малым изменениям формы потока вещества в камере. Экспериментально было найдено, что малые отклонения в размерах инжекторов при их изготовлении могут вызывать колебания как в величине c^* , так и плотности теплового потока на 50—100%.

Многообещающим усовершенствованием в регулировании теплового потока сквозь стенки ракетного мотора, применённым немцами в ракете «Фау-2», является введение в камеру малых количеств жидкости через ряд малых отверстий. Введённая таким образом жидкость растекается по стенке в виде плёнки и испаряется. Существенное преимущество этого способа, получившего название «плёночного охлаждения», заключается в том, что защитная плёнка может испаряться, чем во много раз повышается её способность поглощать тепло, по сравнению с обычным способом, когда охладитель должен оставаться в жидкой фазе. Дальнейшим преимуществом является то, что тепло не должно проходить сквозь стенку, что позволяет значительно сэкономить толщину и вес последней. В идеальном моторе с плёночным охлаждением стенка не требует никакого наружного охлаждения и не нагревается до температуры, превышающей точку кипения охладителя.

Логическим развитием системы плёночного охлаждения является неограниченное увеличение числа отверстий, вводящих охладитель, иными словами — применение пористых стенок. Охладитель тогда равномерно просачивается по всей поверхности. Этот способ иногда

называют «охлаждение просачиванием» (дословно «потением» — sweat cooling).

Охлаждающую плёнку может образовывать как сама рабочая смесь или одна из её компонент, так и какая-либо особая жидкость, которая может быть либо инертной (например, вода), либо участвующей в горении. Примером успешного применения плёночного охлаждения является мотор «Фау-2», в котором около 3% общего расхода массы приходилось на охлаждающую плёнку алкоголя. Около половины этого количества принимало участие в горении и, таким образом, не оставалось неиспользованным.

б) Механизм передачи тепла. Горячие газы сообщают стенкам мотора тепло, в основном, путём конвекции и излучения. Передачей путём прямой теплопроводности можно пренебречь. Теоретические расчёты*) теплопередачи приводят к выводу, что до 30% тепла, поглощаемого стенками камеры, имеет происхождение излучение. В сопле, где температуры ниже и размеры меньше, излучение не играет существенной роли. Положение может измениться, когда окажется возможным достижение значительно более высоких температур в камере.

Основная масса тепла, сообщаемая стенкам путём конвекции, с трудом поддаётся точному расчёту. Плотность конвекционного потока q_c через пограничный слой горячего газа, или через плёнку пропорциональна разнице температур на границах плёнки:

$$q_c = h_G \Delta T. \quad (84)$$

h_G носит название коэффициента газовой плёнки или её теплопроводности и выражается в единицах $\text{ккал/сек} \cdot \text{град} \cdot \text{см}^2$, $\Delta T = T_c - T_{wg}$, где T_c — температура газов в камере, а T_{wg} — температура внутренней поверхности стенки. Делается весьма сомнительное допущение, что в камере существуют те же условия конвекционной передачи, как в длинной прямой трубе, что позволяет применить уравнение, полученное Карманом⁷ при помощи аналогии между жидким трением и передачей тепла. Это уравнение даёт:

$$h_G = \frac{q_c}{\Delta T} = C_H c_p \rho_c v_c, \quad (85)$$

где c_p — теплоёмкость при постоянном давлении, ρ_c — плотность продуктов сгорания, v_c — скорость газов в камере, C_H — безразмерный коэффициент теплопередачи. При помощи уравнения непрерывности можно привести (85) к более удобной форме:

$$h_G = C_H c_p \frac{\dot{m}}{f_c}, \quad (86)$$

*) Эти расчёты, однако, содержат ряд сомнительных допущений о лучеиспускательной способности горячих газов и распределении скоростей в камере сгорания.

определяющей зависимость теплопередачи от расхода массы и площади поперечного сечения. Коэффициент C_H зависит от условий течения, числа Рейнольдса и шероховатости поверхности. Он сильно изменяется для разных участков камеры. Грубый подсчёт даёт для него величину 0,0022, однако ошибка этого подсчёта может достигать 100 %.

Плотность теплового потока в основном определяется теплопроводностью h_G , так как эта величина много ниже теплопроводности других участков пути теплового потока, аналогично тому, как сила тока электрической цепи при последовательном соединении в основном определяется участком с самым высоким сопротивлением. Типовое значение h_G составляет 0,000021 ккал/сек·град·см².

При практических расчётах температур стенок мотора необходимо предварительно располагать эмпирическими данными о плотности теплового потока q . Если эта величина известна, то можно последовательно вычислить все приводимые в таблице VI значения температур.

1) Зная поверхность камеры A , расход охладителя в весовых единицах $\dot{w}_f$, теплоёмкость c_p , температуру окружающего пространства T_a и тепловой поток в каждой точке поверхности q , вычисляют среднюю температуру охладителя T_L по формуле:

$$T_L = T_a + \frac{1}{\dot{w}_f c_p} \int_0^A q dA. \quad (87)$$

2) Для характерных поперечных сечений мотора, каковы горловина сопла и область максимума T_L , задают скорость охладителя и вычисляют теплопроводность жидкой плёнки h_L , откуда можно определить температуру T_{WL} на границе между стенкой и жидкостью по формуле:

$$T_{WL} = T_L + \frac{q}{h_L}. \quad (88)$$

Если эта температура слишком сильно превосходит точку кипения охладителя, соответствующую предполагаемой в данной точке величине давления, то может оказаться необходимым изменить скорость охладителя, площадь или расход в потоке. Типовое значение h_L составляет 0,00035 ккал/сек·град·см².

Вычисление h_L делается по полуэмпирической формуле, полученной на основании теории размерностей. Типичный вид этой формулы следующий⁸:

$$\left(\frac{h_L D}{k}\right) = 0,023 \left(\frac{v D \rho}{\mu}\right)^{0,8} \cdot \left(\frac{\mu c_p}{k}\right)^{0,4}, \quad (89)$$

где h_L — теплопроводность плёнки для круглой трубы, D — диаметр трубы, k — теплопроводность жидкости, ρ — плотность жидкости, v — её скорость, μ — вязкость, c_p — теплоёмкость. Члены в скобках

представляют безразмерные числа, носящие названия (последовательно слева направо) чисел Нуссельта, Рейнольдса и Прандтля. Некоторые из входящих в уравнение величин не вполне точно известны для жидкостей, входящих в состав рабочих смесей, таковы, например, теплопроводность и вязкость. В величину h_L ещё должна быть введена поправка на изогнутость охлаждающих каналов по дугам относительно малого радиуса. Эта поправка не определена с точностью, но может достигать 25—50%.

3) Оценивается толщина d стенок камеры и сопла, необходимая, чтобы противостоять действующим усилиям при ожидаемых температурах. Затем, зная теплопроводность K материала стенок, вычисляется температура T_{WG} на границе стенка — газ при помощи обычного уравнения для теплового потока сквозь плиту. Горловина сопла нормально оказывается критическим участком. Уравнение имеет вид

$$T_{WG} = T_{WL} + \frac{qd}{K}. \quad (90)$$

Если T_{WG} оказывается такой, что материал не может противостоять развивающимся усилиям, то делается новый выбор толщины стенок, материала или величины T_{WL} , и расчёт повторяется снова.

в) Потеря давления в охлаждающих каналах. Поскольку давление в питающих трубах оказывает влияние на общий вес ракеты, то необходимо, чтобы падение давления в охлаждающих каналах не было велико. Если скорости охладителя, полученные из вышеприведённого расчёта, приводят к слишком большой потере давления, то они должны быть изменены, и весь расчёт соответственно исправлен.

Должно быть обращено большое внимание на правильный выбор размеров охлаждающих каналов и на точное соблюдение этих размеров при изготовлении. Действительно, для круглой трубы, например, при постоянном расходе потеря давления изменяется обратно пропорционально пятой степени диаметра.

Винтообразное изгибание охлаждающих каналов при умеренных радиусах этого изгибания приводит к увеличению потери давления примерно на 30%. Для мотора на 678 кг, описанного в разделе 29, потеря напора на основании наиболее достоверных данных из гидравлики была вычислена в $2,8 \text{ кг/см}^2$, и эта цифра позже подтвердилась экспериментально.

33. Характеристика выходящей из ракеты струи

а) Ударные волны*). Наиболее резкой особенностью струи, вытекающей из сопла ракеты, является наличие резко различимых наклонных ударных волн числом до шести и больше, подобных

*) См. 5, также 9.

тем, которые видны на рис. 32. Они представляют собой участки, в которых происходит резкое, почти скачкообразное изменение давления, плотности, скорости и энтропии текущего газа.

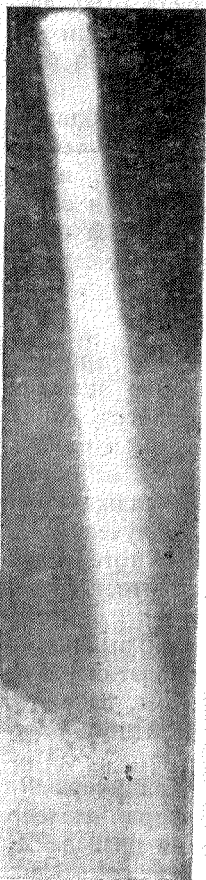


Рис. 32. Вытекающая струя ракеты на 90 кг тягового усилия; видна стратификация свечения, обусловленная наклонными ударными волнами.

Ударные волны занимают положение, фиксированное относительно сопла, и не оказывают влияния на тяговое усилие, если только не находятся внутри самого сопла, что может случиться только при чрезмерно расширяющемся сопле. Как было показано Прандтлем¹⁰, промежутки d между этими ударными волнами связаны с тяговым усилием F в кг простым соотношением:

$$d \text{ (см)} = \sqrt{\frac{F(\text{кг})}{12}}. \quad (91)$$

Общая длина видимого пламени ракеты в типичных случаях может быть грубо оценена по формуле

$$l \text{ (см)} = \frac{\sqrt{F(\text{кг})}}{6}. \quad (92)$$

В случае кислоты — анилина светящееся пламя за хвостом ракеты может быть почти устранено путём добавления в кислоту 6% KNO_3 .

б) Повышение тягового усилия. Если струя газов выпускается непосредственно в атмосферу при нормальном давлении, то часть её кинетической энергии не используется. Если заставить газы этой струи перемешиваться с воздухом таким образом, чтобы сообщать воздуху направленную скорость, то движение этой дополнительной массы увеличивает количество движения или тяговое усилие. С этой целью сопло помещают в трубу, в которой происходит упомянутое смешение.

Это устройство получило наименование «повысителя тяги» (augmentor) (рис. 33).

Анализ показывает, что при помощи такой трубы может быть получено увеличение тягового усилия до 35% для неподвижной ракеты. При движении системы это увеличение быстро падает и делается равным половине своей начальной величины, когда скорость системы относительно атмосферы доходит до 5% скорости истечения газов. На прак-

тике нужные для этого цилиндры оказываются несколько громоздкими, что мешает их применению в работающих типах ракет.

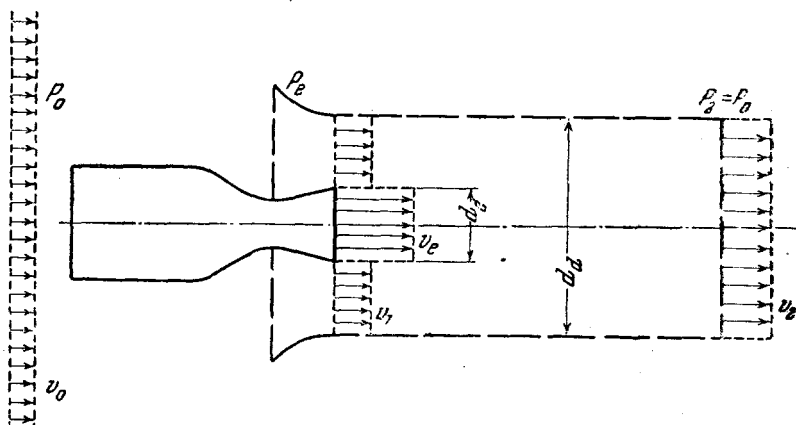


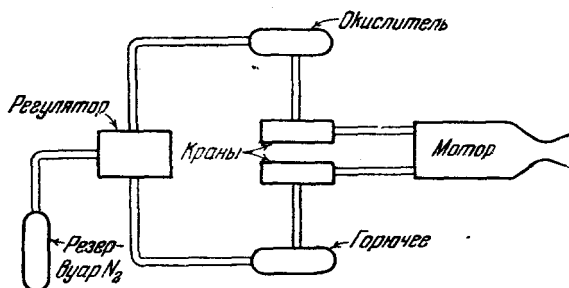
Рис. 33. „Повыситель тяги“ (augmentor) — устройство для повышения тягового усилия. Оно увеличивает общее количество движения за счёт кинетической энергии первоначальной струи.

СИСТЕМЫ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ

34. Основные составные части

В состав движущей части ракеты входит, кроме самого мотора, устройство для управления притоком рабочей смеси, запас её компонент в соответствующих резервуарах и устройство для нагнетания. Рис. 34 изображает типичное нагнетательное устройство. Прочный баллон содержит азот под давлением 140 кг/см^2 . За время работы это давление падает примерно до 42 кг/см^2 . Азот протекает через

Рис. 34. Типичная гидравлическая схема питания жидкостной ракеты при помощи сжатого газа.



редуктор, поддерживающий постоянное давление в 35 кг/см^2 . Регулируемое таким образом давление сообщается обоим компонентам через гидравлически или пневматически действующий кран и предо-

хранительный клапан с односторонним пропусканием, предотвращающий соединение двух компонент рабочей смеси через трубы, подающие азот, что может иметь катастрофические последствия.

Доступ нагнетаемым жидкостям в мотор открывается с помощью кранов гидравлического действия (или, иногда, разрываемых диафрагм), располагаемых насколько возможно близко к самому мотору, для того чтобы обеспечить одновременность поступления в мотор обеих жидкостей. В некоторых системах краны питания мотора открываются одновременно с краном азотного баллона, так что первые порции рабочего вещества поступают при постепенно нарастающем давлении, вследствие чего и давление газов в камере нарастает не слишком резко. В этой связи интересно отметить, что при использовании нитрометана в качестве однородного рабочего вещества не следует допускать слишком быстрого его втекания в трубу инжектора, так как адиабатическое нагревание смеси воздуха и паров может повлечь за собой взрыв.

Изготовление резервуаров для рабочей смеси и газового баллона должно вестись при помощи наиболее высокой техники, так как от них требуется малый вес и они должны противостоять большим разрушающим усилиям, имея весьма малый запас прочности.

35. Техника нагнетания

Для систем кратковременного действия обычно применяется баллон сжатого газа, имеющего температуру окружающего пространства и давление от 150 до 200 кг/см². Если предположить, что газу за время его расширения от начального давления p_0 до конечного p_r не сообщается тепла и газ из баллона с объёмом V_0 через редуктор переходит в резервуары жидкости объёмом V_p , имея постоянное давление p_r , то, как показывает анализ, имеет место уравнение

$$\frac{V_0}{V_p} = \frac{\gamma p_r}{p_0 - p_r}, \quad (93)$$

где $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$ — отношение теплоёмкостей для газа в баллоне. На практике, за время работы ракеты (порядка 1 минуты) газ поглощает заметное количество тепла, вследствие чего γ должно быть заменено меньшим «эффективным» значением γ' , определяемым эмпирически. Так, для азота, при $\gamma = 1,40$, γ' может падать до 1,25.

Весьма значительной экономии веса можно было бы достичь, если бы нагнетаемые газы генерировались в результате какой-либо химической реакции в течение всей работы. В этом случае сосуд для реагентов мог бы быть малым и противостоять только давлению нагнетания, а не гораздо более высокому давлению запасённого газа. Кроме того, генерируемые газы обычно оказываются горячими, с абсолютной температурой, в несколько раз превышающей температуру газа, сжатого в баллоне. Это приводит к уменьшению в такое же число раз

плотности и расходуемой массы газа. Для генерирования могут использоваться обычные рабочие вещества ракет как жидкие, так и твёрдые. Однако, прежде чем этот ценный способ снижения веса получит практическое осуществление, должна ещё быть проделана большая работа по его техническому усовершенствованию. •

При увеличении продолжительности действия ракеты необходимый вес баллона со сжатым газом также увеличивается. По достижении известной критической величины порядка 1 мин. (она тем меньше, чем больше тяговое усилие) нагнетание при помощи маленького турбинного центробежного насоса оказывается выгоднее в смысле общего веса, чем применение баллона со сжатым газом.

Здесь не представляется возможным описывать детально эти насосы. С успехом применяются газовые турбины на число оборотов около 10 000 в минуту, с потреблением от 2 до 3% рабочего вещества ракеты, сжигаемых в специальной газогенераторной камере. Технические трудности при разработке насосов, накачивающих такие жидкости, как азотная кислота или жидкий кислород, весьма многочисленны. Малые насосы приводятся в действие турбинами, помещаемыми у выхода ракетного сопла и действующими наподобие ветряной мельницы. Здесь следует отметить, что в то время, как химические газогенераторы, экономя вес баллона, не уменьшают веса резервуаров для рабочего вещества, система насосного питания уменьшает и вес последних, которые превращаются в лёгкие сосуды, рассчитанные на низкие давления.

36. Вспомогательные устройства для взлёта и форсирования лётных показателей самолёта

Наибольшие требования к аэропланному мотору предъявляются при взлёте, когда он должен за короткий срок сообщить своему грузу, имеющему в это время максимальную величину, ускорение для достижения полётной скорости и преодолеть при этом лобовое сопротивление. Добавочное тяговое усилие от ракетного мотора оказывается весьма полезным. Нижеследующие примеры показывают преимущества, достигаемые благодаря повышению тягового усилия на 30—50% при помощи ракеты. •

1) Взлётная площадка при нормальной нагрузке может быть сокращена до $\frac{2}{3}$ обычной величины. Это имеет значение для малых аэродромов и для авианосцев.

2) При нормальной взлётной площадке нагрузка может быть увеличена на 20%. Это имеет значение для дальних перелётов, требующих больших запасов горючего, или при необходимости отправки перегруженного самолёта.

3) Взлётная площадка на высоте 3000 м, достигающая без ракеты почти двойной длины по сравнению с площадкой на уровне моря, делается при помощи ракеты приблизительно такой же, как на уровне моря. Это имеет значение для высокогорных аэродромов.

4) Быстрота взлёта может быть почти удвоена. Это увеличивает безопасность в первые моменты полёта и помогает самолёту, после выполнения атаки, избежать преследования и огня зенитной артиллерии.

5) Скорость горизонтального полёта может быть повышена на 25%. Это имеет значение по тем же причинам, которые указаны в п. 4.

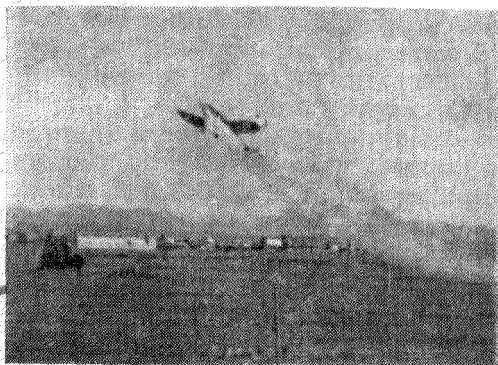


Рис. 35. Взлёт лёгкого самолёта при помощи небольшой ракеты с твёрдым рабочим веществом. Виден большой угол взлёта.

Рис. 35 изображает взлёт небольшого самолёта при помощи вспомогательной ракеты на 68 кг. Хорошо видно значительное увеличение угла взлёта по сравнению с обычным. Другим применением JATO (вспомогательных ракет) является взлёт и посадка «сверхзвуковых» ультра-скоростных самолётов, которые часто имеют столь малые поверхности крыльев, что не могут совершать взлёт и посадку без помощи вспомогательных и тормозных ракет. Применяе-

мые ракеты могут работать либо с твёрдым (рис. 16), либо с жидким (рис. 36) рабочим веществом, в зависимости от длительности дей-

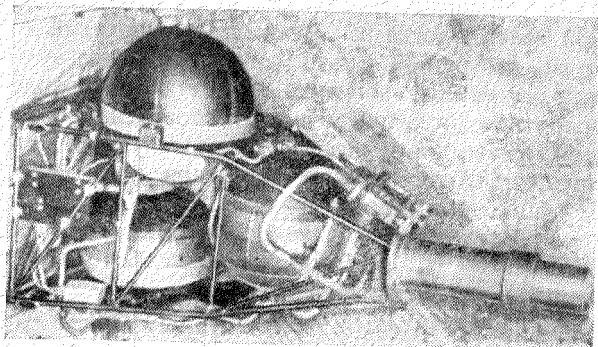


Рис. 36. Типичная вспомогательная ракета для взлёта, приблизительно на 450 кг тягового усилия. Она предназначена для постоянного монтирования на моторной гонимой самолёта.

ствия, и быть либо отбрасываемыми, либо постоянно установленными на самолёте. Оба типа уже получили практическое применение. Типовые данные о весе жидкостной ракеты JATO, рассчитанной на тяговое усилие 590 кг в продолжение 60 сек., следующие: рабочее вещество—180 кг, нагнетаемый газ—11,3 кг, баллоны—54 кг, трубопроводы и рама—34 кг, мотор—22,5 кг, всего—300 кг.

37. Ракетные самолёты

Ракетный мотор весьма пригоден для передвижения самолёта на очень больших высотах и на скоростях, превышающих звуковые, когда пропеллеры работают неэффективно. Длительность работы при этом настолько велика, что пригодны только жидкостные ракеты с насосным питанием. Эта длительность в типичных случаях колеблется от 10 минут до 1 часа.

Ракетный двигатель особенно пригоден для самолётов типа «летающей лаборатории», предназначенных для изучения аэродинамики

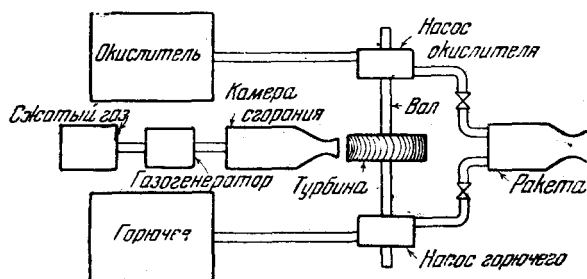


Рис. 37. Диаграмма «турборакеты», в которой жидкое рабочее вещество нагнетается насосом с турбинным приводом.

полёта со звуковой и даже сверхзвуковой скоростью. Ракеты, получившие название RAFT (Rocket airfoil tester), уже запускались с маленькими моделями крыла самолёта, закреплёнными на носу, и передавали по радио данные по аэродинамике полёта со сверхзвуковой скоростью, записываемые находящимся на земле регистрирующим аппаратом.

Одна из систем ракет с насосным питанием, названная «турборакетой», изображена на рис. 37. В ней жидкость нагнетается насосами, приводимыми в действие газовой турбиной. Газовая турбина может работать на продуктах сгорания того же рабочего вещества, как и ракетный мотор, или, как в германской «Фау-2», — на продуктах разложения особой жидкости, как, например, перекиси водорода. Если используется рабочее вещество самой ракеты, то иногда приходится его разбавлять какой-либо примесью для уменьшения температуры развивающихся газов до такой величины, которая не вызывает повреждения лопастей турбины.

Система турборакеты была применена немцами в ракетном истребителе Me-163-B. Его моторная установка давала усилие в 1500 кг для взлёта в течение 3 мин. и затем посредством дросселирования работала при усилии от 450 до 600 кг во время полёта. Она обеспе-

чивала максимальную скорость, приближающуюся к звуковой, и общее время полёта было ограничено 10—20 минутами. При взлёте приблизительно 50% веса самолёта составляло рабочее вещество, представлявшее собой комбинацию перекиси водорода и «C-Sotff».

Другой интересный германский ракетный самолёт, известный под названием «ехидны» («Natter»), запускался вертикально вверх и достигал высоты 12 000 м в течение приблизительно 1 минуты. Затем он выпускал на приближающееся соединение бомбардировщиков барраж из, примерно, двух дюжин независимых ракет. В следующий момент пилот при помощи механического приспособления отделял и отбрасывал носовую часть самолёта, а в хвостовой части в это время раскрывался парашют. Происходившее в результате резкое торможение приводило к отрыву пилота от своей кабины, и, в заключение, этот последний опускался на своём личном парашюте, не сопровождаемый ни одной частью своеобразного распадающегося самолёта. По истине только совершенно пресыщенный пилот нашёл бы службу в такой авиации «монотонной»!

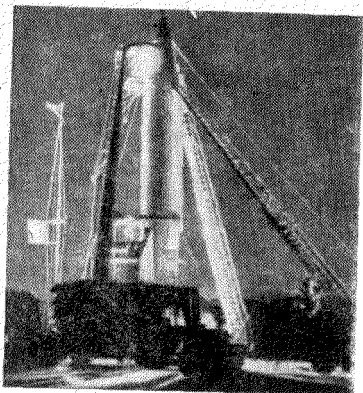


Рис. 38. Германская ракета «Фау-2» на испытательном полигоне Уайт-Сэндс, Нью-Мексико, подготовленная к ночному полёту.

38. Ракетные снаряды и высотные ракеты

Немцы разработали множество ракетных снарядов, начиная от снарядов противовоздушной обороны диаметром 10 см и длиной 150 см, носивших название «Тайфун», и кончая массивной «Фау-2», весившей около 14 т (рис. 38). Описывать здесь все эти типы не представляется возможным. Достаточно ограничиться печально знаменитой «Фау-2», чтобы получить представление об этих снарядах. Она приводилась в движение жидким кислородом и этиловым спиртом с водой и ста-

билизировалась в начале своего полёта графитовыми лопастями, помещёнными в вытекающем пламени. Ракетный мотор, изготовленный из обычной мягкой стали толщиной около 0,6 см, имел несколько кольцевых рядов малых отверстий, через которые небольшая доля горючей компоненты втекала внутрь камеры, образуя защитную плёнку на внутренней стенке. Конструкция «Фау-2» видна на рис. 21, а некоторые количественные данные приведены в таблице VII.

Первая американская ракета для достижения высот, сравнимых с достигнутыми «Фау-2», была разработана в нашей лаборатории

Таблица VII

Основные данные ракеты „Фау- 2“

Максимальная дальность действия	320 км (приблизительно)
Максимальная достигаемая высота (вершина траектории)	160 „ (приблизительно)
Максимальная скорость в конце горения	1500 м/сек
Общая длина	14 м
Диаметр тела ракеты	170 см
Общий вес, включая рабочую смесь	12400 кг
Вес-тара, не включая боевую головку	2800 „
Боевая головка	770 „
Рабочая смесь:	
Горючее	75% этилового спирта 25% воды
Окислитель	жидкий кислород
Коэффициент смешения (отношение массы кислорода к массе горючего)	1,25
Ракетный мотор:	
Номинальное полное усилие (на уровне моря)	25000 кг
Продолжительность тяги	80 сек.
Диаметр горловины	40 см
Диаметр выхода	72 „
Давление в камере	15,8 кг/см ²
Коэффициент тяги	1,31 „
Удельный импульс (на уровне моря)	202 сек

и названа «WAC-Corporal». Эта ракета относительно невелика, несёт полезную нагрузку в 11 кг и предназначалась первоначально для зондировочных измерений в верхних слоях атмосферы. Она не имеет стабилизирующих лопастей в газовой струе и удерживает вертикальное положение, благодаря аэродинамической устойчивости её стабилизатора. Она запускается из 30-метровой вертикальной башни при помощи вспомогательной ракеты с твёрдым рабочим веществом (баллиститом), первоначально разработанной для морского флота под названием «Tipu Tip». Последняя была переконструирована на тяговое усилие 22,5 т, развиваемое в течение 0,5 сек. Такой большой начальный бросок необходим для достижения аэродинамической устойчивой скорости ранее отделения вспомогательной ракеты. Ночной снимок, приведённый на рис. 39, показывает перерыв между горением вспомогательной ракеты, дающей широкое пламя, и воспламенением

Рис. 39. Ночной взлёт высотной ракеты при помощи добавочной ракеты с твёрдым веществом для запуска.

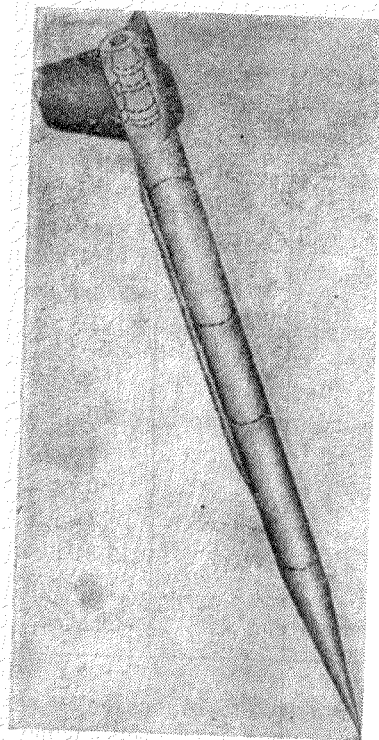
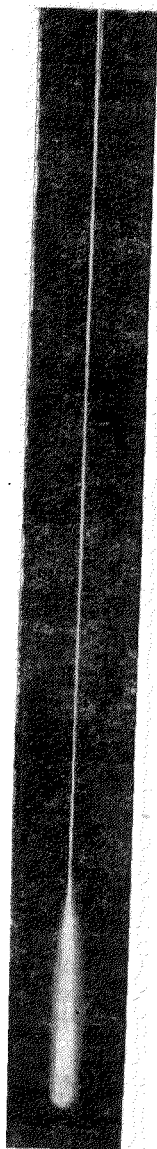


Рис. 40. Высотная ракета WAC-Corporal, достигшая высоты 70 км.

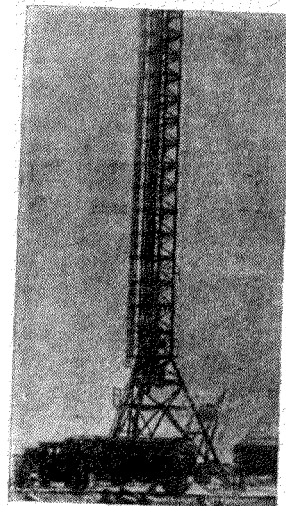


Рис. 41. Башня для запуска ракет на полигоне Уайт-Сэндс, с которой была запущена ракета WAC-Corporal. На заднем плане — наблюдательное помещение. Ракета опустилась вертикально с высоты около 70 км вблизи этого помещения.

основной ракеты и последующее разделение пугей обеих ракет. Конструкция ракеты изображена на рис 40, а ее данные¹¹—в таблице VIII.

Таблица VIII
Данные высотной ракеты WAC Corporal

Максимальная достигаемая высота	72,8 км
Общая длина	4,8 м
Диаметр	0,305 "
Общий вес, включая рабочую смесь	314 кг
Вес тара, за вычетом полезной нагрузки	122,5 "
Полезная нагрузка	11,2 "
Рабочая смесь	
Горючее	Авилин с 20% фурфурола
Окислитель	Красная дымящаяся азотная кислота
Тяговое усилие (на уровне моря)	678 кг

На рис 41 представлен вид стартовой башни ракеты WAC-Corporal

ЦИТИРОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

7. Th von Karman, The analogy between fluid friction and heat transfer. Trans Am Soc. Mech. Eng 61, 705 — 710 (1939).
8. W. H. Mc Adams, Heat transmission. McGraw-Hill, 1942, стр 168.
9. A. Stodola, Steam and gas turbines. McGraw-Hill, 1927, v. I, 83 — 84, v. II, 1006 — 1016.
10. L. Prandtl., Phys. Zeits. 5, 593 (1904).
- Н. Engineering and Science. July, 1946.

(Окончание в следующем выпуске)