МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА
(национальный исследовательский университет)»

А.Н. Первышин, Е.А. Буланова

Ракетные двигатели малой тяги

Электронное учебное пособие

САМАРА
2011

УДК 621.455 (075)

Авторы: **Первышин Александр Николаевич,**
Буланова Екатерина Александровна

Рецензент:
доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов В.С. Егорычев

Первышин, А. Н. Ракетные двигатели малой тяги [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / А.Н. Первышин, Е.А. Буланова; Минобрнауки России, Самар. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В пособии приведена методика проектирования камер ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на газообразном топливе. Представлены: методы организации рабочего процесса в камере сгорания РДМТ; методы организации воспламенения компонентов топлива РДМТ; методика расчета и результаты расчета теплофизических свойств струи продуктов сгорания РДМТ для различных видов окислителя и горючего газообразного топлива; результаты разработки устройств струйных технологий на основе РДМТ. В качестве примера рассмотрено устройство для обработки материалов на базе ракетной камеры малой тяги на компонентах пропан-воздух: схемой смесеобразования с закруткой от форсуночной головки, способ воспламенения электрической искрой.

Учебное пособие предназначено для аспирантов факультета «Двигатели летательных аппаратов», проходящих подготовку по научной специальности 05.07.05 «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Разработано на кафедре механической обработки материалов СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

Основные сокращения и условные обозначения 4
Введение 6
1 Конверсия двигателей малой тяги в химические генераторы концентрированных потоков энергии 9
1.1 Особенности организации рабочего процесса в камерах сгорания РДМТ на газообразном топливе 9
1.2 Рабочий процесс и конструктивные схемы химических генераторов концентрических потоков энергии 16
1.3 Воспламенение газообразного топлива в условиях РДМТ 25
1.4 Струя продуктов сгорания РДМТ как инструмент струйных технологий 27
1.5 Установки на основе химических генераторов концентрированных потоков энергии 31
2 Термодинамические и теплофизические свойства топлив ракетных двигателей малой тяги 34
2.1 Физико-химические свойства горючих, окислителей и продуктов их сгорания 34
2.2 Сравнительная оценка эффективности хранения рабочих тел 44
2.3 Преобразование энергии в струе продуктов сгорания 47
2.4 Особенности воспламенения газовых смесей электрической искрой 65
Заключение 75
Список используемых источников 76

ОСНОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Сокращенные обозначения

ВКЭМ – Всесоюзная конференция по микроэнергетике;

ВРД – воздушно-реактивный двигатель;

ГСС – генератор сверхзвуковых струй продуктов сгорания;

ГСУ – газоструйная тепловая установка;

ЖРДМТ – жидкостный ракетный двигатель малой тяги;

КА – космический аппарат;

РДМТ – ракетный двигатель малой тяги;

СИО – система исполнительных органов;

СХП – система хранения и подачи;

ХГКПЭ - химический генератор концентрированных потоков энергии.

Условные обозначения

α - коэффициент избытка окислителя;

β - расходный комплекс;

d, D - диаметр;

$I_{y.n.}$ - удельный импульс тяги в пустоте;

$K_{m.CT}$ - стехиометрическое массовое соотношение компонентов топлива;

k - коэффициент Пуассона;

n - показатель политропы расширения;

λ - теплопроводность;

$\dot{m}$ - массовый расход рабочего тела;

L, l - длина;

μ - молярная масса;

γ - удельная теплота фазового перехода;

τ - время;

w - скорость;

V - объем;

η - вязкость;

p - давление;

ρ - плотность;

T - температура;

R, r - радиус;

Hu - низшая теплотворная способность топлива;

x, y, z - координаты.

Индексы

α - продукты сгорания топлива;

вх – параметры на входе в ГСС;

г, ок, т – горючее, окислитель, топливо;

к, кр, а – камера, критическое сечение, выходное сечение сопла;

э - экспериментальный.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время приобретают большое практическое значение задачи прикладного освоения космического пространства [1, 2] за счет применения космических аппаратов (КА) для навигации (заканчивается построение группировки спутников системы «Глонас»), связи, метеорологии, разведки ресурсов Земли, проведения в космосе лабораторных исследований и производства уникальных материалов.

Увеличивается количество запусков к МКС космических кораблей «Союз-ТМА» (до 5...6 кораблей в год) и грузовых кораблей «Прогресс». Планируются запуски КА в интересах Российской Академии наук, такие как «Луна-Ресурс», «Фобос-Грунт» и другие. В большинстве космических аппаратов в качестве исполнительных органов системы движением КА применяются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ), работающие на принципе каталитического и термокаталитического разложения гидразина /3/.

В настоящее время все более пристальное внимание начинают обращать на себя экологически чистые компоненты топлива, такие как кислород-водород, кислород-метан, «зеленые топлива» и другие /4, 5/.

В ЖРДМТ эффективность рабочего процесса зависит от характера жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющихся компонентов или от качества распыла и интенсивности испарения для несамовоспламеняющихся компонентов и других, характерных для жидкого топлива, факторов. Для ряда ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), целесообразно перейти с жидких на газообразные компоненты топлива, где соответствующие константы массообмена существенно выше, а характерные времена реакций весьма малы.

Расширяются и области применения как двигателей, так и химических генераторов концентрированных потоков энергии (ХГКПЭ), а также генераторов сверхзвуковых струй продуктов сгорания (ГСС) на основе камер сгорания ракетных двигателей малой тяги или воздушно-реактивных двигателей (ВРД). В последние годы эта проблема приобрела особую актуальность в связи с развитием струйных технологий /116/.

Наиболее интенсивно ракетные двигатели на газообразном топливе, преимущественно кислородно-водородном, развиваются в 60-70х годах и затем после перерыва, длившегося до конца 80х годов, ряд отечественных и зарубежных фирм вновь проявляет интерес к этому направлению.

Достигнутый в этой отрасли высокий уровень таких изделий, а также их уникальные энергетические возможности позволяют значительно увеличить производительность ряда технологических процессов за счет использования ГСС.

Источником энергии в таких устройствах является химическая энергия топлива, выделяющаяся при горении в камере сгорания. Транспортируется эта энергия струей продуктов сгорания организованной таким образом, чтобы обеспечить достаточный уровень ее концентрации, т.е. необходимый удельный тепловой поток в зоне взаимодействия с технологическим объектом. Поэтому такие устройства и получили название химические генераторы концентрированных потоков энергии. Обычно соответствующий уровень концентрации энергии в них обеспечивается сверхкритическим (как правило, с недорасширением) режимом истечения продуктов сгорания.

Эксплуатация на Янцевском карьере и других предприятиях термоотбойников, созданных по этому принципу в Харьковском авиационном институте, показала, что производительность разрушения крепких горных пород повышается в 5...10 раз по сравнению с использующимся для этих целей пневмоинструментом. Буровой станок, оснащенный трехполосовой горелкой, разработанной в Казахском политехническом институте, при прохождении скважин в Криворожье, обеспечил увеличение скорости проходки в 10...35 раз по сравнению с канатно-ударным станком.

Высокие скорости ~2000 м/с и температуры ~3000 К продуктов сгорания, реализуемые в ХГКПЭ, обеспечивают концентрацию энергии в струе $\sim 10^{10}$ Вт/м^2, уступающую лишь лучу лазера и электронному лучу, превышая их по мощности. Это позволяет использовать ХГКПЭ и для резки высокотеплопроводных материалов (типа алюминия, меди), в том числе в полевых условиях. Последнее особенно важно для уничтожения и разделки военной техники, в частности, по договору ОСВ-2, а также аналогичных объектов с целью вторичной переработки.

Разрабатываются ХГКПЭ и для напыления, уничтожения вредных отходов, зачистки поверхностей и других технологических процессов. Исследование этого направления в МГТУ им. Н.Э. Баумана, БГТУ, НИИМАШ, СГАУ, КБХМ, НПО «Энергия», РАТИ и других отечественных организациях, а также в США фирмами «United Aircraft Corporation, American Manufacturing Company, General Dynamics Corporation подтверждает высокую эффективность технологического использования струи продуктов сгорания ГСС.

Однако, если создание тяги с помощью ХГКПЭ подробно исследовано, то их разработка для иных целей встречают принципиальные трудности, связанные с отсутствием систематических представлений о всех стадиях преобразования энергии топлива в конкретной технологии.

В то же время, каждый технологический процесс диктует специфические требования к разрабатываемому ХГКПЭ, которые практически не исследованы. Так, резка материала определяется эффективностью его нагрева, плавления и выноса образовавшегося расплава, - процессов, практически не изученных в условиях воздействия сверхзвуковой высокотемпературной струи продуктов сгорания. При этом условия эксплуатации ХГКПЭ значительно отличаются от его использования в качестве РДМТ, а потребное время непрерывной работы обычно существенно превышает достигнутые в космической технике величины. До последнего времени не определены и предельные возможности ХГКПЭ в большинстве технологических процессов, в том числе наиболее интенсивно развивающемся направлении, - резке материалов. Это не дает возможность оценить его экономичность в конкретной технологии, затрудняет выбор топлива и режимных параметров камеры сгорания. Решению этих проблем и посвящено настоящее издание.

1 КОНВЕРСИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ В ХИМИЧЕСКИЕ ГЕНЕРАТОРЫ КОНЦЕНТРИРОВАННЫХ ПОТОКОВ ЭНЕРГИИ

1.1 Особенности организации рабочего процесса в камерах сгорания РДМТ на газообразном топливе

Наиболее интенсивно ракетные двигатели на газообразном топливе, преимущественно кислородно-водородном, развиваются в 60-70х годах и затем после перерыва, длившегося до конца 80х годов, ряд отечественных и зарубежных фирм вновь проявляет интерес к этому направлению. В отличие от РДМТ на жидких компонентах, эффективность рабочего процесса которых зависит от характера жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющихся компонентов или от качества распыла и интенсивности испарения для несамовоспламеняющихся компонентов и других, характерных для жидкого топлива, факторов, рабочий процесс кислородно-водородных РДМТ определяется смещением компонентов в газовой фазе, где соответствующие компоненты массообмена существенно выше, а характерные времена реакций весьма малы. Совокупность этих факторов приводит, с одной стороны, к возможности обеспечения быстрого и эффективного преобразования компонентов на малых длинах, что весьма важно для РДМТ, с другой стороны, к быстрому размыву пристеночного слоя, то есть контакту высокотемпературных продуктов сгорания со стенкой камеры, что, как правило, означает ее прогар.

Проблема выбора схемы смесеобразования, обеспечивающей надежное охлаждение конструкции при широком изменении состава топлива в сочетании с высокой экономичностью, является основной при разработке камер на кислородно-водородном топливе. В РДМТ ее решение осложняется малыми потребными расходами компонентов, что ограничивает возможность использования регенеративного охлаждения. При организации же внутреннего охлаждения пристеночным слоем для уменьшения потерь экономичности необходимо избегать дефектной трансформации распределения состава рабочего тела по сечению камеры сгорания. Что осложняется небольшим числом смесителей. Уже в двигателях с расходом топлива менее 3г/с (что соответствует тяге 10Н) используется, как правило, один смесительный элемент, что усложняет обеспечение компромиссов между экономичностью и надежностью, особенно с учетом несамовоспламеняемости топлива.

В работе /166/ дается обзор смесителей для кислородно-водородного топлива и сопоставляется их эффективность (рис. 1.1). Наилучшие характеристики имеет триплетная схема 1, не нашедшая тем не менее широкого применения в РДМТ из-за трудностей охлаждения. Значительно более распространена коаксиальная схема 2, по типу смесителя двигателя J-2, обеспечивающая меньшие, чем триплетная схема, тепловые потоки в критическом сечении (рис. 1.1) /67/. Отмечается повышение ее эффективности при использовании газообразных компонентов по сравнению с жидкофазным вариантом.

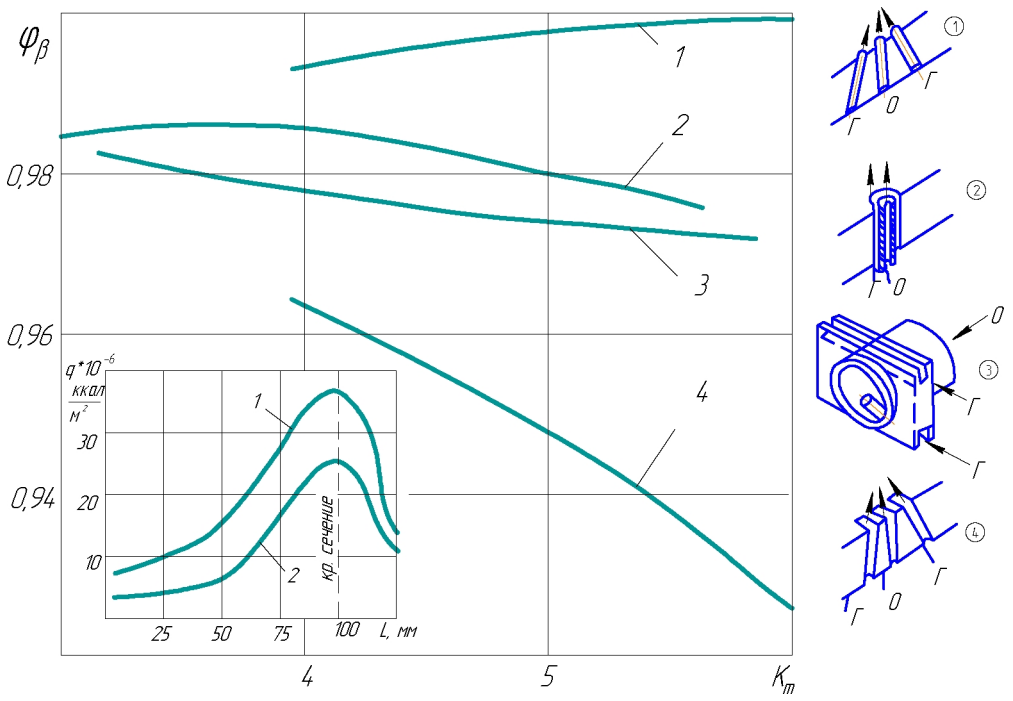


Рис. 1.1. Сравнительные характеристики смесителей для кислородно-водородного топлива.

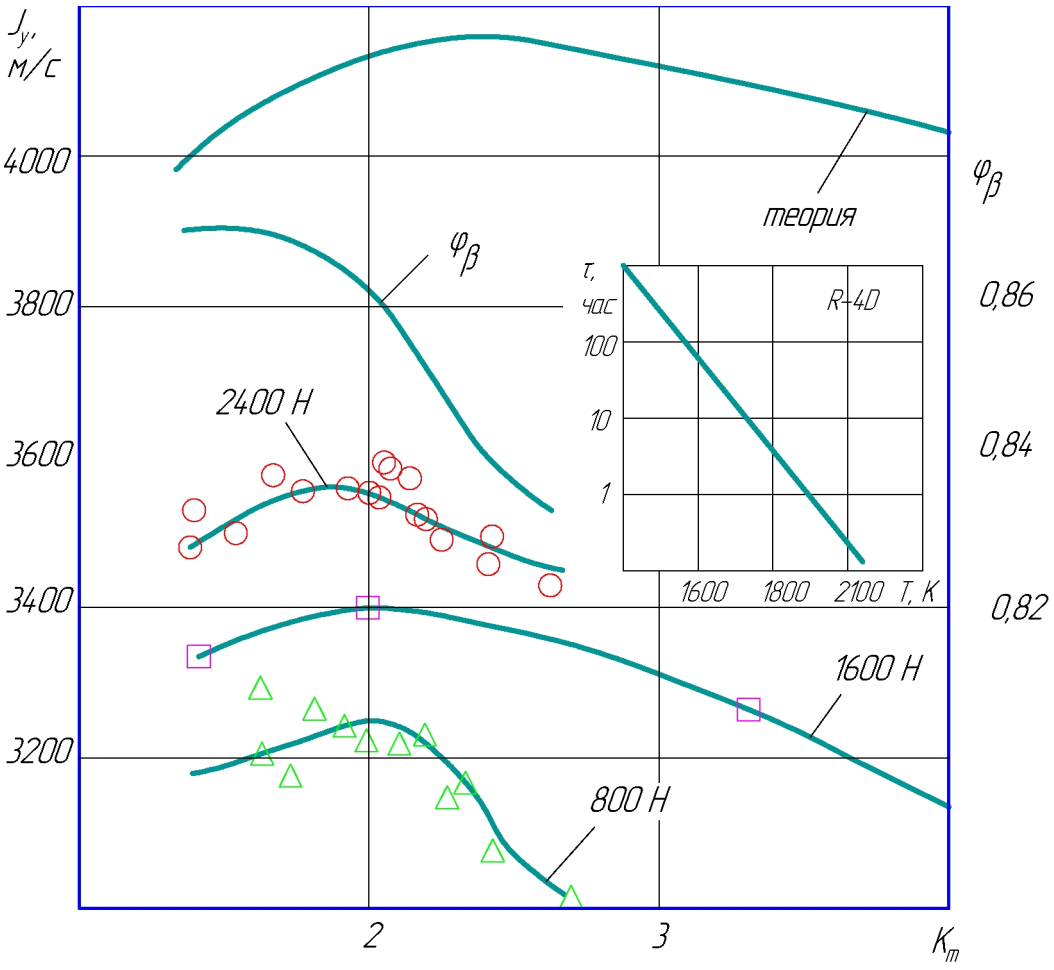


Рис. 1.2. Влияние размерности двигателя на его экономичность.

Для ЖРД дальнейшее развитие связывают с повышением давления в камере сгорания /168 /, а для РДМТ на тех же H_2+O_2 предпочтение отдается низким давления в камере сгорания (100...200кН/м²), так как в этом случае используется естественный наддув баков, а в качестве ресиверов могут служить основные баки без дополнительной аппаратуры. Это компенсирует некоторое снижение удельных характеристик ($I_{y.n.}=3800 м/с$) /67/. Однако, даже при низких давления отмечаются трудности, связанные с охлаждением. Требование большого ресурса, предъявляемого к РДМТ, а тем более промышленным генераторам, делает необходимым обеспечение не только достижения установившегося теплового режима, но и длительной работы материала конструкции на этом режиме. Увеличение же температуры стенки существенно сокращает ресурс двигателя, что хорошо видно на примере двигателя R-4D (программа «Apollo») – рис. 1.2 /27/. Поэтому допустимый уровень температуры конструкции при одинаковом материале в промышленных генераторах ниже, а расход охладителя должен быть выше, чем у РДМТ. Это же обстоятельство приводит даже для РДМТ, к выбору $\alpha=0,3...0,32$ /67/, хотя с учетом энергомассовых характеристик аппарата в целом оптимальное α сдвигается в сторону больших величин. С уменьшением размерности двигателя проблема охлаждения обостряется. Меньшая эффективность регенеративного охлаждения при малых располагаемых расходах H_2 приводит к необходимости увеличения подачи водорода в пленочную завесу, что в свою очередь, приводит к дополнительным потерям. Этот факт хорошо иллюстрируется экспериментальными данными работы /167/, где снижение тяги с 2400Н до 800Н привело к уменьшению $I_{y.n.}$ на ~9 % даже при относительно высоких тягах (рис. 1.2). Аналогично влияет на потери и увеличение K_m, так как при постоянном расходе с ростом K_m располагаемый расход H_2 уменьшается, а $T_к$ возрастает, что вызывает необходимость интенсификации пленочного охлаждения и соответственно, дополнительные потери.

Определенные возможности в этом плане представляет противоточная схема смесеобразования, примененная фирмой «Белл» в кислородно-водородном РДМТ тягой 223Н (рис. 1.3а) /100/. Она удачно сочетает требования к наличию устойчивого пристенка в камере сгорания и экономичности двигателя. В то же время ее возможности ограничиваются эффективностью регенеративного охлаждения критического сечения, так как в наиболее напряженном участке по существу никакого пристенка нет. Здесь возможны очень высокие тепловые потоки, которые снижают лишь за счет регенеративного охлаждения, что делает эту схему неприемлемой для РДМТ с малым расходом H_2.

В камерах тягой не менее 500Н, наиболее широко использующихся в системах управления, охлаждение возможно лишь за счет пристеночного слоя (иногда в совокупности с емкостным), однако существует еще возможность организации пристенка специальными форсунками. Первые двигатели этого класса имели систему смесеобразования, аналогичную жидкостным прототипам.

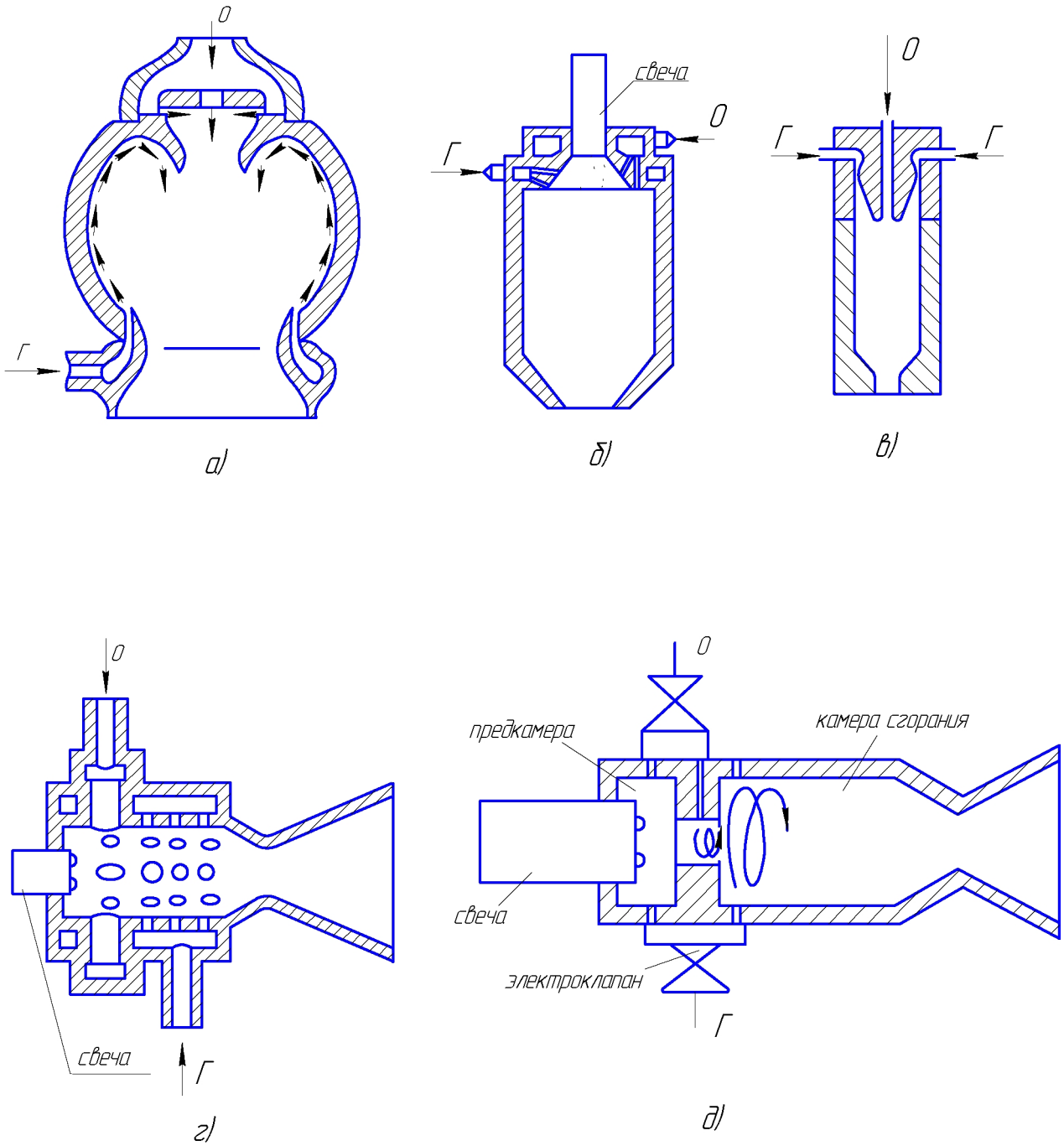


Рис. 1.3. Схемы смесеобразования РДМТ на газообразном топливе: а) противоточная; б) с шатровой головкой; в) прямоструйная; г) с распределением подачи компонента по длине камеры; д) с закруткой от форсуночной головки.

Компоненты подавались в камеру сгорания через центробежные форсунки. Такая схема оказалась неприемлемой из-за недостаточно эффективного внутреннего охлаждения. Камеры могли работать либо с принудительным охлаждением водой, либо при α ~0,08.

Схема камеры тягой 100Н с шатровой головкой приведена на рис. 1.3б. Пристенок организовывался набором периферийных струйных форсунок по аналогии с полноразмерными двигателями. Однако и эта схема не обеспечила охлаждения, особенно докритической части сопла. Подобные схемы широко распространены и за рубежом /42, 55/.

Общим недостатком струйных смесителей является сложность подбора диаметров форсунок в условиях слабой разработанности теории этого вопроса и чрезмерная чувствительность таких схем к отклонениям как конструктивных, так и режимных параметров.

В камерах тягой менее 10Н организация пристенка еще более усложняется, так как величина расхода H_2 и конструктивные соображения не позволяют выделить для этой цели специальные форсунки. Организация смешения компонентов и охлаждения стенок одним смесителем в условиях малых линейных размеров приводит к наличию существенных потерь в таких камерах. Так в разработанной фирмами «Марквардт» и «Эллис Чалмерс» установке, содержащей электролизер для получения газообразных H_2+O_2 и двигатель с номинальной тягой 4,5Н, удельный импульс тяги составляет 3320м/с /49/. Сведения о тепловом состоянии в инструкции не приводятся.

Попытка организации рабочего процесса в двигателе номиналом 1...10Н с помощью коаксиального смесительного элемента содержится в работе /169/. Основное внимание здесь уделялось исследованию влияния форсунок смесителя на удельные параметры и тепловой режим двигателя. Выбранная схема (рис. 1.3в) представляет собой, по существу, единичный смесительный элемент полноразмерного ЖРД (рис. 1.1), а его дополнительная профилировка приводит к скрещиванию векторов скоростей окислителя и горючего аналогично триплетной схеме. Отсутствие специальных мер по обеспечению устойчивости пристенка приводит к быстрому его разрушению при незавершенности основных процессов преобразования компонентов, что вызывает большие потери (рис. 1.4). В то же время экспериментальное подтверждение удовлетворительного теплового состояния конструкции отсутствует, приводятся лишь расчетные данные: 970К после 120с работы.

В середине 60х годов разрабатывались ракетные двигатели на газообразном кислородном и пропане тягой 0,25...2Н, которые испытывались также на кислороде и водороде. Особенность этих двигателей состоит в том, что смешение компонентов организуется с помощью струйных форсунок, расположенных на боковой поверхности камеры таким образом, что вблизи рабочей зоны свечи и стенок камеры образуется зона пониженной температуры (рис. 1.3г). Аналогичные схемы с дожиганием горючего во вторичной зоне в работе /101/ предлагается использовать при значительном избытке одного из компонентов.

В работе /158/ описан двигатель, форсунка-воспламенитель которого была разработана и изготовлена фирмой «Aerojet Techsystem Company» по прямоструйной схеме. Двигатель тягой 200Н работает в диапазоне $\alpha = 0{,}125...0{,}625$ при давлении в камере 966...2829 кПа. Внутреннее охлаждение обеспечивалось подачей горючего по стенкам камеры. Рассматривался и вариант камеры сгорания с регенеративным охлаждением одноканального и проточного типа. И хотя максимальная длительность испытаний в последнем случае составила всего 50с при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 0{,}31$ из-за высокой температуры конечной части головки камеры, тем не менее, низкий уровень температур в критическом сечении дает возможность оптимизировать регенеративное охлаждение с точки зрения температуры охладителя. Другой путь обеспечения длительной работы двигателя реализован применением рениевой камеры, которая позволила обеспечить непрерывный режим 2800с при температуре 1093...1816°С. однако сведения о величине расходного комплекса не приводятся.

Это направление развивается в работе /91/, где наряду с внутренним охлаждением используются сопла из вольфрама, тантала, ниобия 59 и БСГ-30 на основе графита, предназначенные для кратковременной работы. Для этих же целей используются тепловые мосты из высокотеплопроводных материалов, например, меди /102/ или бериллия /103/. Комбинация тугоплавких материалов типа $ZrN, MaSi_2, WSi_2, HfN, HfSi_2$, и материалов с высокой теплопроводностью позволяет обеспечить длительности включения двигателя до 10000с /91/, однако при этом необходим отвод тепла от головки камеры порядка 50...100Вт, а от камеры двигателя ~250...500Вт. Основным местом разрушения при этом является минимальное сечение сопла /91/.

Рассматриваются также схемы пленочного охлаждения с помощью впрыска компонентов в трансзвуковую часть сопла или камеру сгорания через щели или пористые элементы /104/. Такие схемы целесообразны только при больших расходах компонентов, то есть при уровнях тяг выше 100Н, на непрерывных режимах работы.

Начиная с середины 60х годов, систематические исследования РДМТ на газообразных $H_2 + O_2$ проводятся в лаборатории микроэнергетики СГАУ /7, 53, 56, 73,111, 122, 137, 138, 153/. Разработанная здесь схема смесеобразования (рис. 1.3д) обеспечивает и высокие удельные параметры, и приемлемое тепловое состояние конструкции камеры номиналом 3Н. Компоненты поступают в камеру сгорания через форкамерные и основные форсунки. В форкамеру поступает небольшая часть компонентов (1...5% от общего расхода), которые воспламеняются свечой электроэррозионного типа. Для обеспечения теплового режима свечи коэффициент избытка окислителя выбирается небольшим, но достаточным для надежного воспламенения. Генерируемый свечой единичный искровой разряд возбуждает горение компонентов топлива в форкамере, существующее затем автономно на протяжении всего времени поступления топлива. Устойчиво существующий в форкамере фронт пламени, чему в значительной степени способствует низкая расходонапряженность последней, обеспечивает постоянный выброс продуктов сгорания через соединительный канал в основную камеру. Остальная часть топлива поступает в камеру сгорания через тангенциальные форсунки, закручивающие потоки компонентов в одном направлении, причем водород подается на стенки камеры для охлаждения. Общий уровень потерь на непрерывных режимах работы этих РДМТ при тяге 3Н составляет 8...9% по сравнению с 14...23% у камеры со струйным смесителем и тягой 10Н /170/ (рис. 1.4).

Изделие имеет также высокие динамические характеристики, практически недостижимые для РДМТ на жидких компонентах. Так, при длительности включения всего 0,015с экспериментально определенная величина среднеинтегрального расходного комплекса составляет 1600м/с /122, 137/. Совокупность основных конструктивных параметров этой схемы, обеспечивающая наилучшие характеристики рабочего процесса, была найдена экспериментально /122/.

Интенсификация горения с помощью закрутки компонентов предлагается и в работе /105/. Горение горючего с воздухом осуществляется в две ступени: вначале у входного торца камеры обеспечивается избыток горючего, а затем газовая смесь дожигается на другом участке цилиндрического канала, в который через расположенные в виде кольцевого ряда отверстия подается дополнительный расход

окислителя. Схема близка к схеме камеры сгорания ВРД и может быть использована только при больших коэффициентах избытка окислителя.

В работе /106/ для уменьшения отношения длины камеры сгорания к ее диаметру D применена закрутка компонентов топлива. Она позволила уменьшить отношение L/D с 2,8 до 0,125. Закрутка топлива в работах /107, 109/ наряду с интенсификацией процесса горения обеспечила надежную защиту стенки камеры и позволила ограничиться только внутренним охлаждением.

Интересная схема организации рабочего процесса в камере РДМТ описана в /108/. Здесь приводятся некоторые варианты конструктивного исполнения камеры двигателя с различным количеством и расположением каналов, подводящих компоненты топлива. Один из вариантов показан на рис. 1.5. Задняя стенка камеры сгорания снабжена соплом 1. ось сопла совпадает с осью камеры, а площадь минимального сечения значительно меньше площади стенки. Через каналы 2 и 3 осуществляется тангенциальный подвод компонентов топлива в камеру сгорания у задней стенки. Это обеспечивает их закрутку и активное перемешивание. Осуществляется охлаждение трансзвуковой части путем передачи тепла от стенки к вращающейся топливной смеси.

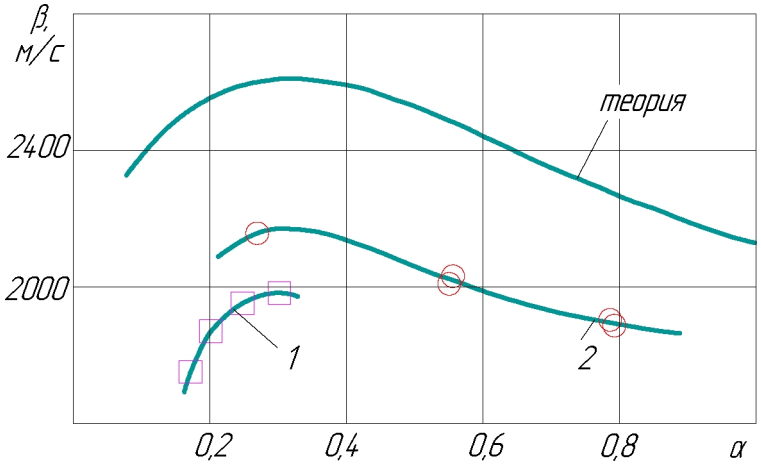


Рис. 1.4. Сравнительная экономичность прямоструйной на тягу 10Н (1) и с закруткой от форсуночной головки на тягу 3Н схем смесеобразования.

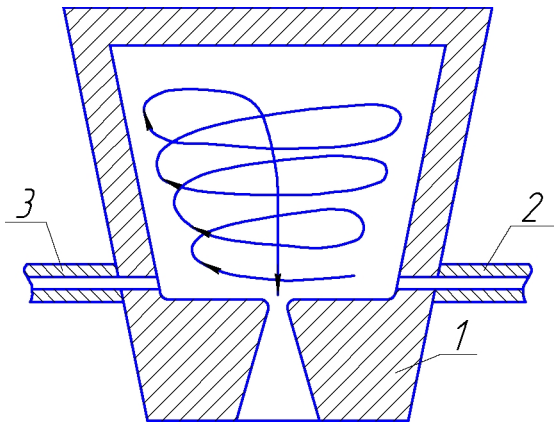


Рис. 1.5. Схема смесеобразования газообразного топлива с закруткой от сопла: 1 – сопло; 2, 3 – тангенциальные каналы окислителя и горючего.

Камера сгорания выполнена в форме конуса с углом раствора к передней стенке. Это позволяет закрученным по стенке компонентам топлива, перемешиваясь, двигаться к передней стенке камеры. Степень закрутки при движении снижается. В центре камеры происходит интенсивное выгорание топливной смеси. Образующиеся продукты сгорания движутся уже в противоположном направлении к соплу 1. Закрутка потоков, несомненно, интенсифицирует процесс перемешивания компонентов топлива и обеспечивает высокую полноту сгорания. Однако при таком способе организации внутрикамерного рабочего процесса будут сильно перегреваться боковая и особенно передняя стенки камеры сгорания, а также сопло.

Таким образом, закрутка компонентов с целью интенсификации процессов их смешения, а в ряде случаев и охлаждения стенок, успешно используется в схемах РДМТ на газообразных компонентах топлива. Однако ни в одной из перечисленных работ не приводятся методы поиска наилучших решений для схем, использующих закрутку потоков компонентов топлива, в то время как именно закрутка принципиально отличает одну из наилучших схем (рис. 1.3д) от приведенной в /169/ (рис. 1.3в) прямоструйной схемы, дающей существенно худшие характеристики (рис. 1.5).

1.2 Рабочий процесс и конструктивные схемы химических генераторов концентрических потоков энергии

Основным элементом, общим для различных ГСС, является камера сгорания. Проблемы создания камер сгорания применительно к РДМТ и промышленным генераторам имеют много общего. В большинстве разработок таких генераторов используется опыт создания ракетных или воздушно-реактивных камер, работающих на твердом, жидком или газообразном топливах/9, 10…22, 25, 26, 29, 30, 31, 33, 34, 36, 40, 48, 59, 61, 63, 64, 65, 81, 95...99, 127, 136, 144, 164, 165, 166/.
в США для резки материалов предложена малогабаритная камера сгорания /108/, работающая на твердом горючем типа полиметилметакрилат 4 и кислороде, выделяющемся из кислородосодержащей смеси 3 (рис. 1.6).

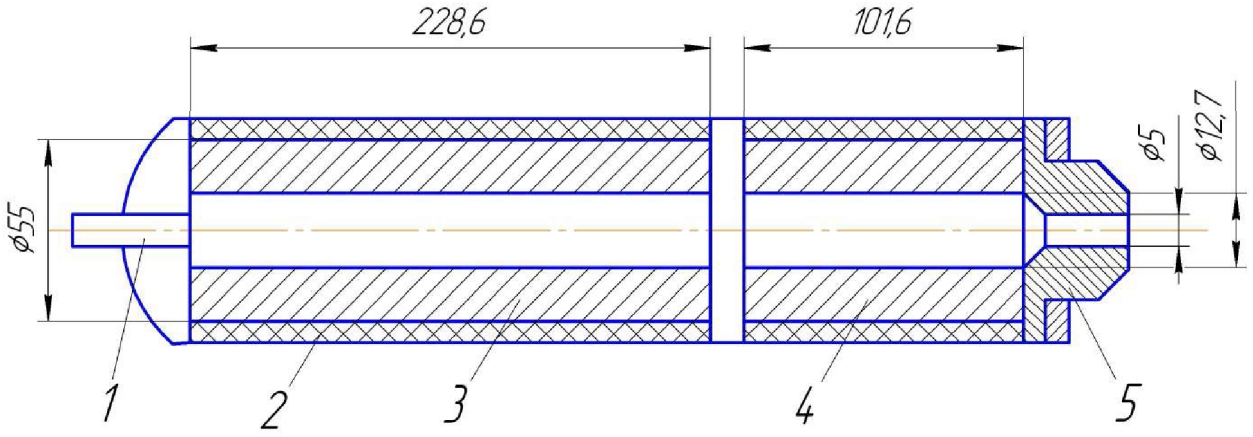


Рис. 1.6. Генератор на твердом топливе. 1 - разгрузочный клапан, 2 – корпус, 3 – заряд твердого окислителя, 4 – заряд твердого горючего, 5 – сопло.

Такая камера генерирует продукты сгорания со сверхзвуковой скоростью истечения, высокой температурой (2033К), на выходе из сопла 5 и

дальнебойностью 75…100мм. устройство, в состав которого входит камера сгорания, используется для резки сталей толщиной 9,5 мм с довольно высокой скоростью 11 мм/с. Однако, устройство имеет весьма ограниченную область применения, преимущественно в аварийно-спасательных работах, из-за небольшого времени функционирования, определяемого запасом горючего в заряде.

Использование жидкофазных компонентов широко распространено в космической энергетике и, по-видимому, вряд ли выйдет за ее пределы. это связано с тем, что для других технологических применений наиболее характерный расход рабочего тела 1…5г/с определяет диаметр форсунок жидких компонентов порядка 0,1мм с известными технологическими и эксплуатационными проблемами. Кроме того, возникают принципиальные трудности организации внутреннего охлаждения стенок камеры, необходимого для реализации длительных режимов работы в течение десятков и даже сотен часов. в связи с этим жидкое топливо не нашло применения в ГСС /142/.

Наибольшее применение в промышленных генераторах нашли топливные композиции из газообразного окислителя и газообразного или жидкого горючего. Последнее направление интенсивно развивается в Харьковском авиационном институте, МГТУ им. Э.Н. Баумана и других организациях. в этих генераторах можно выделить два характерных типа схем организации рабочего процесса.

1. При использовании в качестве окислителя воздуха смесеобразование в генераторах, их охлаждение, воспламенение топлива и стабилизация фронта пламени организуется подобно камерам ВРД / 33, 34, 40, 48, 58, 59, 61, 63 ,64, 65, 81, 127/.

2. Использование в качестве окислителя газообразного кислорода значительно поднимает теплонапряженость камеры и приводит к необходимости организации смесеобразования и охлаждения подобно камерам РДМТ /25, 26, 144 /.

Характерная схема генератора газовых струй с использованием сжатого воздуха в качестве окислителя приведена в /127/. По способу выполнения охлаждающего тракта такие генераторы делятся на два типа: с регенеративным охлаждением и открытой охлаждающей системой. В последнем случае воздух после омывания нагретых поверхностей камеры сгорания и сопла истекает через специальные отверстия в окружающее пространство, причем потребный по условиям охлаждения расход воздуха достигает 70% от его количества, участвующего в горении и формировании газовой струи. Генераторы с регенеративным охлаждением благодаря использованию в рабочем процессе нагретого в охлаждающем тракте воздуха обеспечивают более высокие параметры генерируемой струи и являются более экономичными.

Такой генератор (рис. 1.7) состоит из фронтального устройства 1, в центре которого расположена форсунка горючего 2 ,камеры сгорания 3, дефлектора 4, кожуха 5 и реактивного сопла 6. В большинстве случаев фронтальное устройство 1 представляет собой лопастной завихритель, обеспечивающий ввод в камеру сгорания 20% всего поступающего в генератор воздуха для получения максимально возможных относительных скоростей топливных компонентов в зоне смесеобразования. Остальная часть воздуха является охлаждающей. Он протекает по каналу между кожухом 5 и дефлектором 4, омывает сопло 6 и возвращается по зазору между дефлектором 4 и камерой 3. В камере выполнены радиальные

отверстия, расположенные в поясах 1…7, через которые вторичный воздух постепенно поступает в камеру сгорания и участвует в горении.

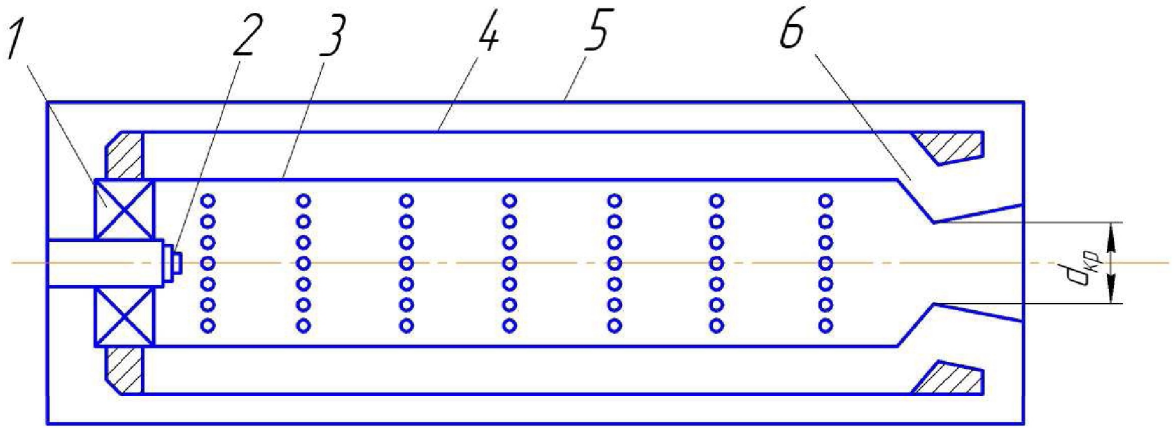


Рис. 1.7. Бензовоздушный генератор с регенеративным охлаждением. 1 –фронтальное устройство, 2 – форсунка горючего, 3 – камера сгорания, 4 – дефлектор, 5 – кожух, 6 – сопло.

В работах /58, 81, 144/ предлагается оценивать эффективность этих малогабаритных генераторов энергетическим КПД :

$$\eta_к = T_{к.в} / T_{к.т}$$

или полнотой тепловыделения.

Длительная доводка таких генераторов, преимущественно на топливе бензин+воздух, позволила получить в наиболее удачных конструкциях жаровых труб с комбинированным подводом вторичного воздуха (радиально-тангенциальным) достаточно высокий уровень полноты тепловыделения $\eta_к$ =0,7…0,9 (рис. 1.8) /127/. Однако перевод отработанной конструкции на керосин вызывает значительные трудности и требует большого объема эксперимента /81/. Это связано с тем, что к таким генераторам предъявляют ряд жестких, иногда противоречивых требований /58/, вытекающих из условий их эксплуатации:

- минимальные габариты, при большой теплонапряженности $Q_v = 0{,}7...1{,}0$ кВт/м^{3}Па ;
- высокая полнота тепловыделения на всех режимах;
- надежный запуск в диапазоне изменения температуры окружающей среды от -30°С до +45°С;
- простота конструкции;
- обеспечение необходимого ресурса.

Создание малогабаритных генераторов затруднено тем, что в камерах сгорания не удается достичь качественного смесеобразования в широком диапазоне рабочих режимов из-за низкой поперечной расходонапряженности (1,2…4 г/см² с, в то время как у полноразмерных камер сгорания ВРД 20…50г/ см² с). Малые расходы компонентов через генератор обуславливаю низкие относительные скорости газов в начале камеры сгорания и некачественное смесеобразование, определяющее полноту сгорания и другие энергетические характеристики генератора /58/.

Решение этой проблемы во всех известных работах, в том числе /33, 58, 81, 127/, основывается на эмпирическом подходе, т.е. на экспериментальном

исследовании различных конструктивных схем фронтальных устройств генераторов, направленных на улучшение смесеобразования в начальном участке камеры сгорания, повышение устойчивости при различных горючих, увеличение полноты сгорания топлива, расширение температурного диапазона компонентов.

В то же время сложность процессов, происходящих в камере сгорания, не позволяет априори получить связь ее энергетических характеристик с геометрическими параметрами смесителя как в рамках одной схемы, так и, тем более, для различных схем. Так, в /127/ величина полноты тепловыделения камеры сгорания газогенератора не рассчитывается, а выбирается из экспериментальных данных. Это затрудняет поиск оптимальных решений при проектировании генераторов.

Другой существенной проблемой при проектировании генераторов является обеспечение надежного запуска при полном расходе топливных компонентов («пушечный» запуск) /59/. Малогабаритные генераторы запускают на пониженных (20…25%) расходах топливных компонентов с последующим плавным переходом на рабочий режим. Такой растянутый во времени запуск и последующий вывод генератора на рабочий режим требует ручного управления и дополнительных расходов компонентов.

В сравнении с ручным управлением «пушечный» запуск генераторов позволяет:

- увеличить производительность генераторов;
- механизировать ручной труд оператора;
- осуществить дистанционное управление;
- сократить потери топлива при запуске.

Однако при решении этой проблемы из-за малых диаметральных размеров камер сгорания возникают трудности размещения фронтальных устройств, форсунок и специальных устройств для воспламенения, особенно для широкого диапазона режимных факторов. Это еще более сужает область оптимальных решений и требует формирования научных основ ее поиска.

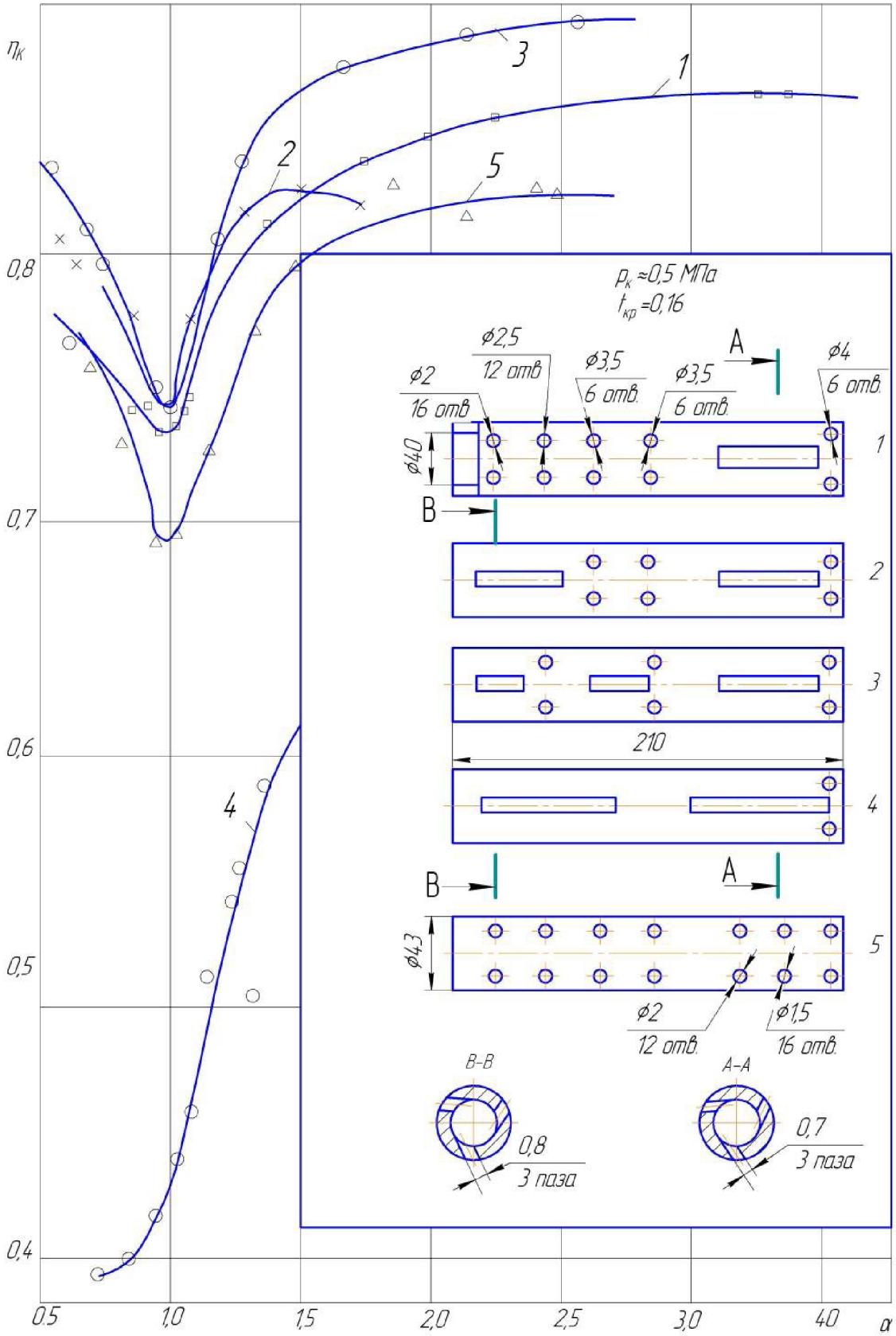


Рис. 1.8. Экспериментальная зависимость полноты тепловыделения бензовоздушных генераторов от коэффициента избытка окислителя: 1, 2, 3 – жаровые трубы с различной комбинацией подвода вторичного воздуха по радиальным и тангенциальным каналам; 47 – жаровая труба с тангенциальным подводом вторичного воздуха; 5 – жаровая труба с радиальным подводом вторичного воздуха.

Проектирование устройств со вторым типом смесеобразования на базе рабочего процесса РДМТ встречается принципиально с теми же трудностями из-за значительного обострения проблемы охлаждения вследствие использования более интенсивного окислителя - кислорода. Характерным представителем этого направления является генератор на базе газовихревой камеры сгорания /25/. В этой работе предлагается для получения равномерного и устойчивого пристеночного слоя применять газовихревую защиту стенок с использованием окислителя. В связи с малостью расходов компонентов топлива защита стенок от воздействия высоких температур неразрывно связана с рабочим процессом, и поэтому применение газовихревой защиты приводит к организации процесса сгорания топлива и истечения продуктов сгорания с закруткой рабочего тела. В /25/ рассматриваются три схемы организации рабочего процесса, классифицированные по месту установки завихрителя (рис. 1.9). Анализ этих схем приводит автора к выводу, что в схемах, близких к традиционным для РДМТ (рис. 1.9а, б), позволяющим получить высокую полноту сгорания топлива при отсутствии наружного охлаждения, не обеспечивается надежная защита стенок камеры, а в схеме (рис. 1.9б) сопло разрушается в области критического сечения.

Ухудшение защиты стенок сопла генератора связывается автором с потерей устойчивости газового вихря при перемещении его от завихрителя к выходу из камеры. В связи с этим предлагается установка завихрителя непосредственно на входе в сопло (рис. 1.9в). Здесь качество смесеобразования обеспечивается наличием закрутки потока, интенсифицирующей процессы турбулентного обмена и наличием возвратных течений. Отмечается принципиальная возможность формулировки полной математической модели закрученного турбулентного потока сжимаемого рабочего тела с горением в камере сгорания и истечением через сопло. Однако решение такой задачи, даже численными методами, представляет сложную проблему. Следует отметить, что сомнительной представляется и возможность корректной формулировки краевых условий для такой модели.

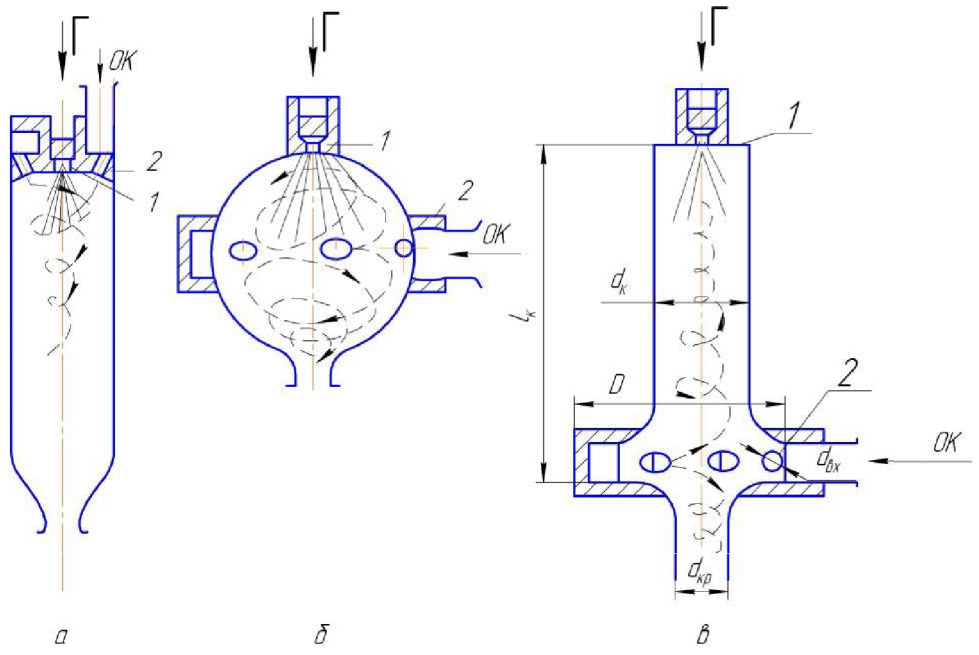


Рис. 1.9. Схема газовихревых камер с подводом газообразного компонента топлива: а) от форсуночной головки; б) на периферии камеры; в) от сопла.

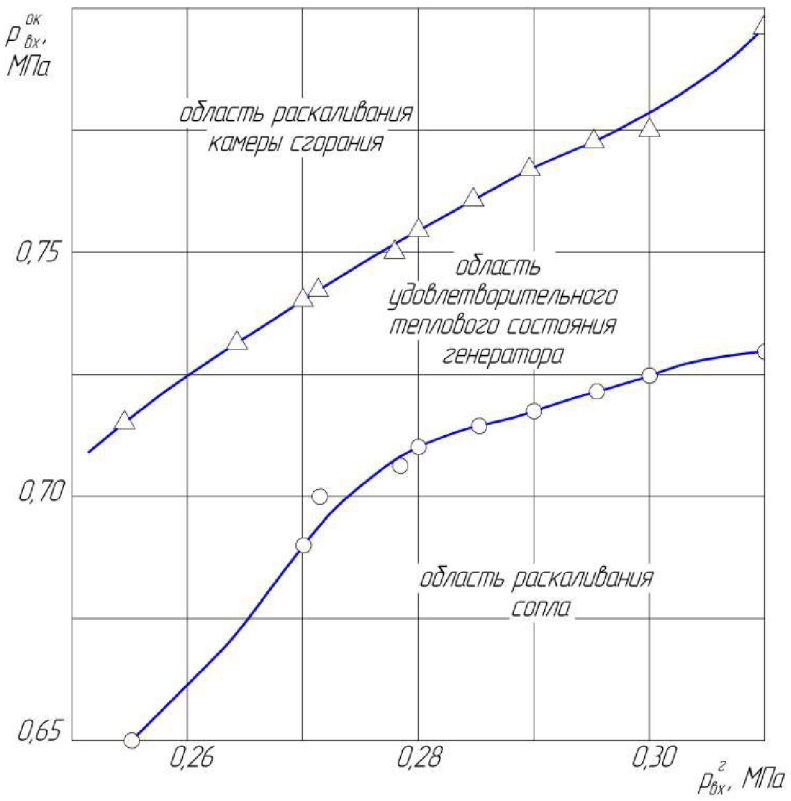


Рис. 1.10. Области режимов работы бензокислородного генератора

Экспериментальное исследование /26/ выбранной автором схемы показало, что надежное охлаждение всей конструкции камеры обеспечивается в довольно небольшом «коридоре» давлений подачи окислителя (при характерной величине давления $7 \cdot 10^5$ Па максимальные отклонения не должны превышать $0{,}3 \cdot 10^5$ Па, т.е. ~4%), см. рис.1.10. Установлено, что при превышении некоторого давления подачи окислителя раскаливаются стенки камеры сгорания между завихрителями и форсуночной головкой, при понижении давления ниже соответствующего уровня разрушается сопло. Причем уровни максимального и минимального давления подачи окислителя зависят от давления подачи горючего, что представляет определенные эксплуатационные сложности.

В работе /144/ обобщаются в критериальной форме результаты экспериментального исследования такой схемы. Отмечается невысокий уровень полноты тепловыделения (рис. 1.11) в диапазоне $\eta_к = 0{,}16...0{,}5$ и выделяются параметры системы смесеобразования: геометрическая характеристика камеры $A_к = Dd_к / id^2_{вх}$ (где i – число входных каналов диаметром $d_{вх}$), относительный диаметр завихрителя $d_к / D$ и параметр изобаричности камеры $d_{кр} / d_к$ - влияющие на экономичность камеры с учетом зависимости коэффициента расхода от закрутки рабочего тела. Такой подход в условиях весьма сложных и недостаточно исследованных процессов, протекающих в камере сгорания и сопловом устройстве, представляется более продуктивным, чем попытки формулирования априорных численных моделей с неопределенными краевыми условиями. Однако, при выделении определяющих критериев необходимо максимально использовать их возможности их физического обоснования, особенно по принципу их достаточности.

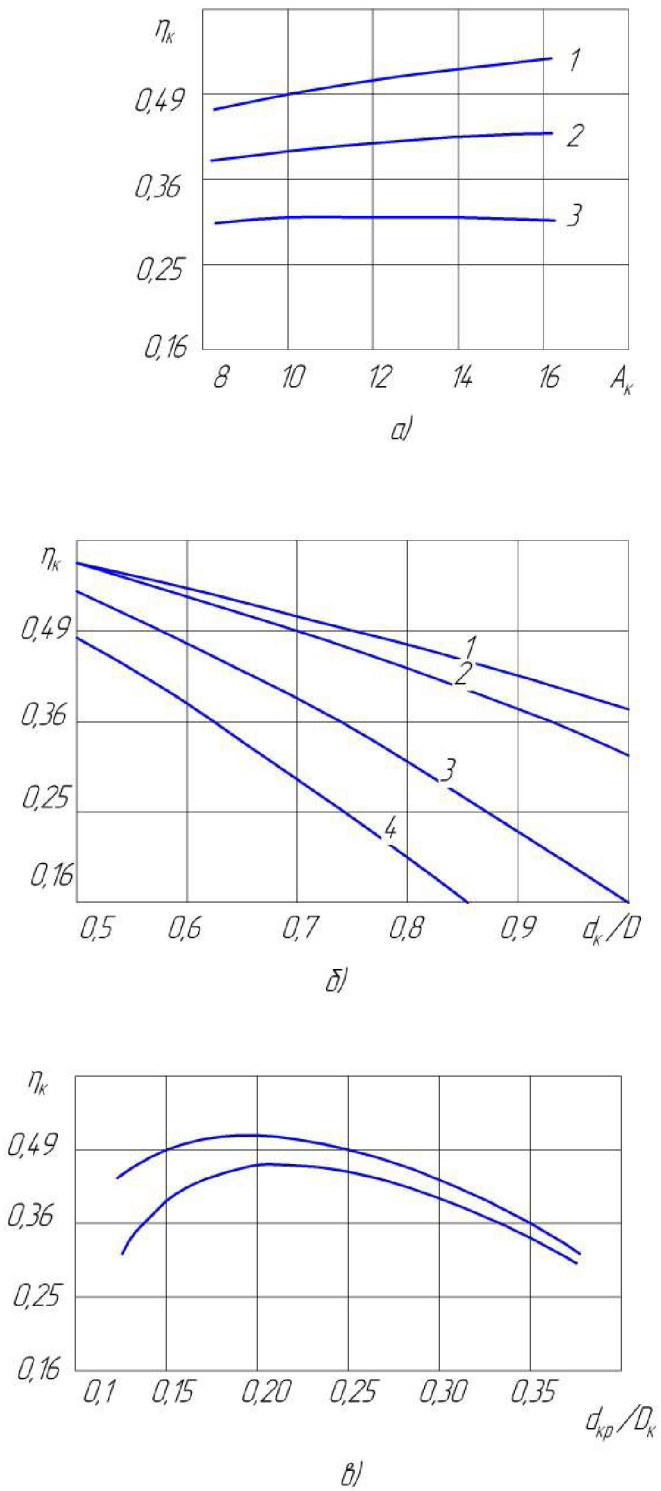


Рис. 1.11. Зависимость полноты тепловыделения керосино-воздушного генератора с газовихревой камерой от его параметров: а) геометрической характеристики камеры; б) относительного диаметра завихрителя; в) параметра изобаричности.

В последнее время появились конструкции генераторов, совмещающие принципы организации рабочего процесса в камерах сгорания ВРД и РДМТ /57/. Схема такого генератора приведена на рисунке 1.12. Форсуночная головка с длинной жаровой трубой 2, принудительно охлаждается проточной водой, включая и сверхзвуковое сопло. Сведения о полноте тепловыделения не приводятся, однако констатируется высокий термический к.п.д. процесса резки, определение которого

нуждается в более тщательном обосновании. Здесь, как и в других рассмотренных конструкциях, не решены трудности, связанные с внутренним воспламенением топлива. Запуск генератора осуществляется поджигом топливной смеси за пределами сопла, что представляет рассмотренные ранее эксплуатационные трудности. Применение жидкого горючего обуславливает, кроме перечисленных, и экологические проблемы. Появляются попытки их решения за счет добавок водорода к углеводородному горючему/63, 64, 65 121/, кроме того в этом случае появляется возможность и увеличения производительности процесса /65/. Этот подход представляется перспективным, однако здесь возникают сложности, связанные с его практической реализацией.

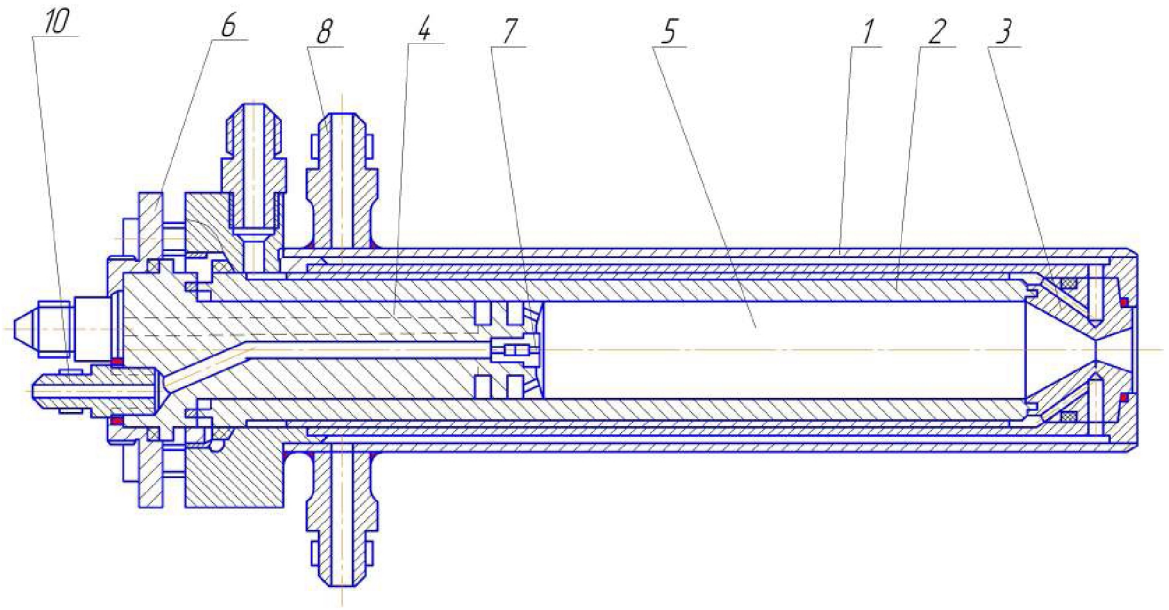


Рис. 1.12. Схема установки огневой резки: 1-цилиндрический корпус; 2 – жаровая труба; 3 – сопло; 4 – форсуночная головка; 5 – камера сгорания 6 – фланец; 7 – форсунка горючего; 8 – штуцер подвода окружающей воды; 9 – штуцер подвода кислорода; 10 – штуцер подвода керосина.

Дальнейшим развитием этого направления является переход на газообразное горючее в том числе и водородное, не требующее использования третьего компонента. Это обеспечивает повышение полноты сгорания топлива и его объемных расходов, а также улучшение динамических и экологических характеристик камеры. Так, в патенте США /97/ описывается генератор сверхзвуковой струи для бесшлаковой резки нержавеющих сталей. Охлаждение камеры сгорания (рис. 1.13), осуществляется за счет тангенциальной подачи кислорода 2 и образования пристеночного слоя на стенке корпуса 1. водород 3 впрыскивается в центр потока осевой форсункой 6. схема была апробирована также на природном газе и пропане, в качестве окислителя может использоваться воздух. Расход окислителя при воспламенении регулируется ручными вентилями, а в процессе работы - критическими расходными диафрагмами, поддерживающими постоянный расход компонентов. Таким образом, даже использование газообразных компонентов не обеспечило реализацию «пушечного» запуска. Кроме того, здесь реализуется рабочий процесс по схеме рис. 1.9а с перечисленными выше трудностями охлаждения.

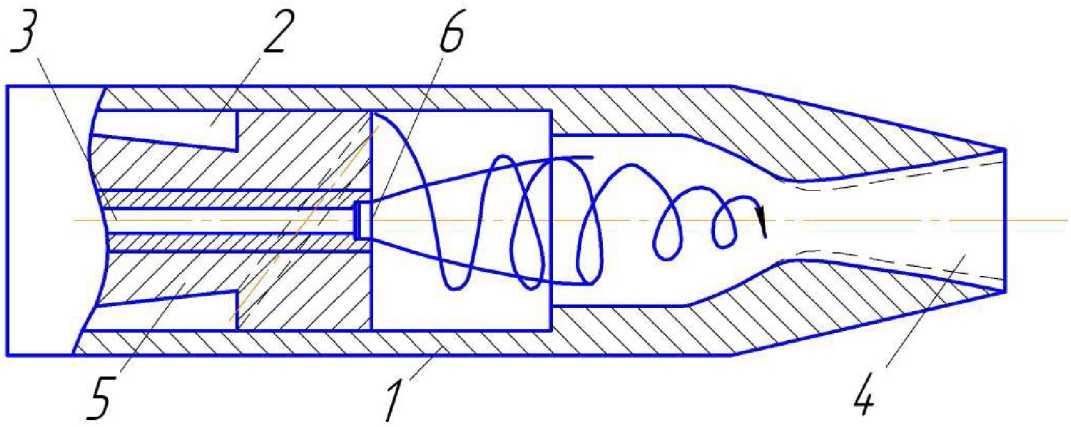


Рис. 1.13. Кислородно – водородная камера с тангенциальной подачей окислителя: 1-корпус камеры сгорания; 2 – коллектор кислорода; 3- подвод водорода; 4 – сопло; 5- смеситель; 6 – осевая форсунка водорода.

Таким образом, обзор характерных схем смесеобразования ХГКПЭ показывает, что основной проблемой, возникающей при их разработке, является сложность одновременного обеспечения качественного смесеобразования, а значит, и высокой полноты тепловыделения, надежного внутреннего охлаждения конструкции и воспламенения топлива в условиях большого разнообразия топливных композиций, широкого диапазона режимных конструктивных параметров, связанных с обширным кругом решаемых с их помощью технологических задач. С другой стороны, накоплен достаточно большой опыт экспериментальной доводки генераторов и созданы их удачные конструкции, причем одними из наиболее перспективных являются схемы, работающие на топливах типа газ-газ. В этой области имеется лишь небольшое количество схем промышленных генераторов. А основной задел сосредоточен в космической энергетике.

1.3 Воспламенение газообразного топлива в условиях РДМТ

Условия эксплуатации малоразмерных генераторов предъявляют к системам зажигания ряд требований, среди которых важнейшие: обеспечение многократного запуска, минимальные задержки воспламенения, стабильная работа в широком диапазоне изменения условий окружающей среды. В настоящее время известен ряд способов, обеспечивающих зажигание газообразных топливных смесей: химический, каталитический, фотохимический, пиротехнический, газодинамический (резонансный), калильный, электроискровой, электроплазменный, электродуговой.

Химическое воспламенение может быть осуществлено с помощью веществ, которые воспламеняются с горючим или окислителем топлива. К таким веществам относятся триэтилбор, триэтилалюминий, диборан (самовоспламеняется с кислородом и воздухом), а также фтор и его соединения (самовоспламеняются с горючими газами) / 52, 129, 151/. Эти вещества используются в качестве третьего пускового компонента топлива, либо добавляются к одному из компонентов. При химическом воспламенении имеет место задержка зажигания, существенно зависящая от условий окружающей среды и режимов работы газогенераторов. Введение третьего компонента усложняет конструкцию газогенератора и системы хранения и подачи топлива. Вещества, использующиеся при химическом

зажигании, очень токсичны и химически активны, что требует применения специальных конструктивных материалов и принятия мер по обеспечению безопасности работы людей. Все вышеперечисленное препятствует применению в малоразмерных генераторах химического зажигания.

Создание очага пламени, воспламеняющего горючую смесь, может быть обеспечено с помощью катализаторов, в состав которых входят платина, рений, палладий, радий, никель и т.п. /160, 161, 162, 163, 170/. Катализаторы носят термостойкую основу в виде шариков диаметром несколько миллиметров. Шарики обычно изготавливаются из двуокиси алюминия. Каталитические воспламенители просты по конструкции, имеют небольшую массу. Однако, известные каталитические воспламенители требуют значительных расходов воспламеняемой смеси, воспламенение происходит с существенными задержками (~1с), которые нестабильны и зависят от многих факторов, в том числе от температуры и давления горючей смеси. Кроме того, компоненты топлива не должны содержать примесей, отравляющих катализатор. Таким образом, с учетом высокой стоимости катализаторов, применение в малоразмерных газогенераторах каталитического воспламенителя является нерациональным, а при очень малых расходах и невозможным. Известно использование для воспламенения излучения лазеров / 23, 74, 98, 99/. Преимуществом данного способа является то, что не требуется введение в камеру сгорания специального воспламеняющего устройства. Поток световой энергии поступает через прозрачное окно в камере сгорания. Энергия воспламенения при использовании лазера не зависит от соотношения компонентов топлива, а потребление электрической энергии не выше, чем при воспламенении от электрической искры. По появлению патентов можно судить о том, что ведутся работы по применению лазеров для воспламенения в двигателях внутреннего сгорания. Можно говорить и о возможности применения в малоразмерных газогенераторах лазерных воспламенителей. Однако для реализации этого требуется проведение специальных исследований.

При пиротехническом зажигании топливная смесь воспламеняется от небольшого твердотопливного заряда. Этот заряд, в свою очередь, воспламеняется от спирали, нагреваемой электрическим током, или от капсюля, срабатывающего от механического воздействия бойка /39/. Пиротехническое воспламенение не способно обеспечить большое количество запусков малоразмерных генераторов и может использоваться только в тех случаях, когда требуются единичные включения /39/.

Для локального нагрева топливных смесей может использоваться газодинамический (резонансный) воспламенитель /46, 9 , 159/. Он нагревает топливную смесь до температуры воспламенения за счет перераспределения энергии газового потока. Газодинамический воспламенитель работает следующим образом. Из сопла истекает недорасширенная газовая струя. На пути движения струи находится проточная или глухая полость специальной формы – резонатор. Газовая струя, истекающая из сопла, возбуждает в резонаторе акустические колебания. Вследствие нелинейности процессов происходит накачка энергии в резонатор. В результате температура в нем превышает температуру торможения газа в несколько раз. Задержка воспламенения при использовании газодинамического воспламенителя может быть небольшой (порядка нескольких миллисекунд). Однако для обеспечения рабочего процесса воспламенителя необходим расход газа порядка нескольких грамм в секунду, что не всегда

возможно в малоразмерных генераторах. Кроме того, наличие в составе газогенератора газодинамического воспламенителя усложняет конструкцию и организацию рабочего процесса камеры сгорания. Причем, даже небольшие отклонения геометрии воспламенителя от оптимальной могут резко ухудшать его характеристики.

Хотя газодинамический воспламенитель и обладает перечисленными выше недостатками, он может найти применение в малоразмерных генераторах, т.к. при его использовании не требуется для воспламенения дополнительного источника энергии. При калильном зажигании используются тела различной формы, нагреваемые до температуры, обеспечивающей воспламенение топливной смеси. Известно применение калильных свеч зажигания со спиралью, нагреваемой электрическим током /90/, в автомобильных подогревателях воздуха, котельных установках и т.п. устройствах. При использовании таких свеч требуется только низковольтный источник электрического тока. Вследствие этого система воспламенения имеет небольшую массу, габариты, простую конструкцию, не дает радиопомех. Поэтому представляется перспективным применение в малоразмерных газогенераторах калильного зажигания. Окончательное заключение о применимости калильного зажигания могут дать только экспериментальные исследования.

В настоящее время бесспорно применимыми в малоразмерных генераторах являются электроискровые системы воспламенения, в которых электрическая энергия, накопленная в емкости или индуктивности, выделяется в межэлектродном промежутке свечи зажигания. Такие системы воспламенения широко распространены в различных областях техники /24, 37, 77/. Искровой разряд воспламеняет горючую смесь во всем диапазоне воспламенения. Задержки воспламенения при этом практически отсутствуют /89/.

Система зажигания электрической искрой высокого напряжения обычно состоит из двух основных элементов: электрической свечи, устанавливаемой в камере сгорания, и источника импульсов высокого напряжения, который может иметь различные принципы действия и конструктивное оформление. В электроплазменных воспламенителях зажигание горючей смеси осуществляется плазмой, получаемой с помощью дугового разряда или мощной электрической искры. Однако, потребление электроэнергии такими воспламенителями примерно на порядок больше, чем при электроискровом зажигании. Поэтому, электроплазменные воспламенители хотя и могут быть использованы в малоразмерных генераторах, но источники напряжения для них имеют более сложную конструкцию и большее энергопотребление, чем источники тока для искровых свеч.

1.4 Струя продуктов сгорания РДМТ как инструмент струйных технологий

Во всех известных технологических применениях ГСС струя продуктов сгорания используется как средство транспортировки энергии продуктов сгорания к объекту воздействия, будь это сопло ракетного двигателя, разрезаемая преграда, напыляемая, очищаемая поверхность, или газоструйный теплообменник. Однако, в зависимости от решаемой задачи, условия транспортировки могут существенно меняться. В одних задачах максимальное значение приобретает концентрация кинетической и тепловой энергии на минимальной площади, в других – разделение

этих энергий в некотором заранее заданном пространстве, иногда превалирующую роль играет дальнобойность струи или ее акустическая энергия. В связи с этим, важное значение при проектировании ГСС приобретает изучение структуры сверхзвуковой струи продуктов сгорания, связи ее характеристик с параметрами рабочего процесса генератора и объекта воздействия.

Достаточно подробно исследованы характеристики «холодных», осевых сверхзвуковых струй. В работах /1, 8, 76, 78, 154, 156, 157/ получены эмпирические зависимости характерных размеров нерасчетной струи в наиболее значимой для технологических ГСС сверхзвуковой области, включающей газодинамический и переходный участки (рис. 1.14)

Расстояние от среза сопла до максимального сечения первой бочки определяется выражением /1/:

$$h_m / d_в = 0{,}7\sqrt{k n_в}\,, \qquad (1.1)$$

а диаметра максимального сечения /8, 157/:

$$d_m / d_в = (1 + 0.57\theta_в) n_в^{0.6}, \qquad (1.2)$$

где $\theta_в$ - полуугол раствора сопла, $d_в$ - диаметр его выходного сечения. Длину газодинамического участка для коэффициента Пуассона k=1,4 в диапазоне степени нерасчетности $1 \le n_в \le 15$ определяют соотношением:

$$S / d_в = n_в (1{,}2 + 0{,}3 n_в) + 4.2\sqrt{n_в} - 0{,}4 \qquad (1.3)$$

Длину и характерный диаметр звукового участка можно найти в этом случае из выражений:

$$h_{зв} / d_в = (4{,}4 n_в + 3 - \beta_z) \exp(0.11 k M_в^2) \qquad (1.4)$$

$$d_{зв} / d_в = 2{,}72\sqrt{nM + (n_в - 1)/k}\,, \qquad (1.5)$$

где параметр β_z для струй с регулярным отражением изменяется в диапазоне [0;3], а для струй с маховским отражением β_z=0.

Разработанная в /1, 150/ одномерная теория начального участка, а также метод характеристик /54, 66, 75/ устанавливают пропорциональность диаметральных размеров звукового сечения величине $\sqrt{n_в}$.

В связи со значительными трудностями исследования высокотемпературных струй в работе /157/ обосновывается возможность их моделирования «холодными» струями. Для перерасширенных струй отмечается сходство волновых структур по длине «холодной» и «горячей» струй при одинаковых $n_в$, $M_в$, по крайней мере, на длине газодинамического участка. В работе /8/ экспериментально на «горячих» струях продуктов горения спирта в кислороде подтверждена правомерность использования выражения (1.3) и в этом случае. В /156/ на основании исследования взаимодействия струи от степени подогрева, а в работах /6, 119/ указывается возможность увеличения до 50% тепловых потоков за счет догорания избыточного горючего в струе. В то же время отсутствуют данные о влиянии рабочего процесса камеры сгорания газогенератора на характеристики струи.

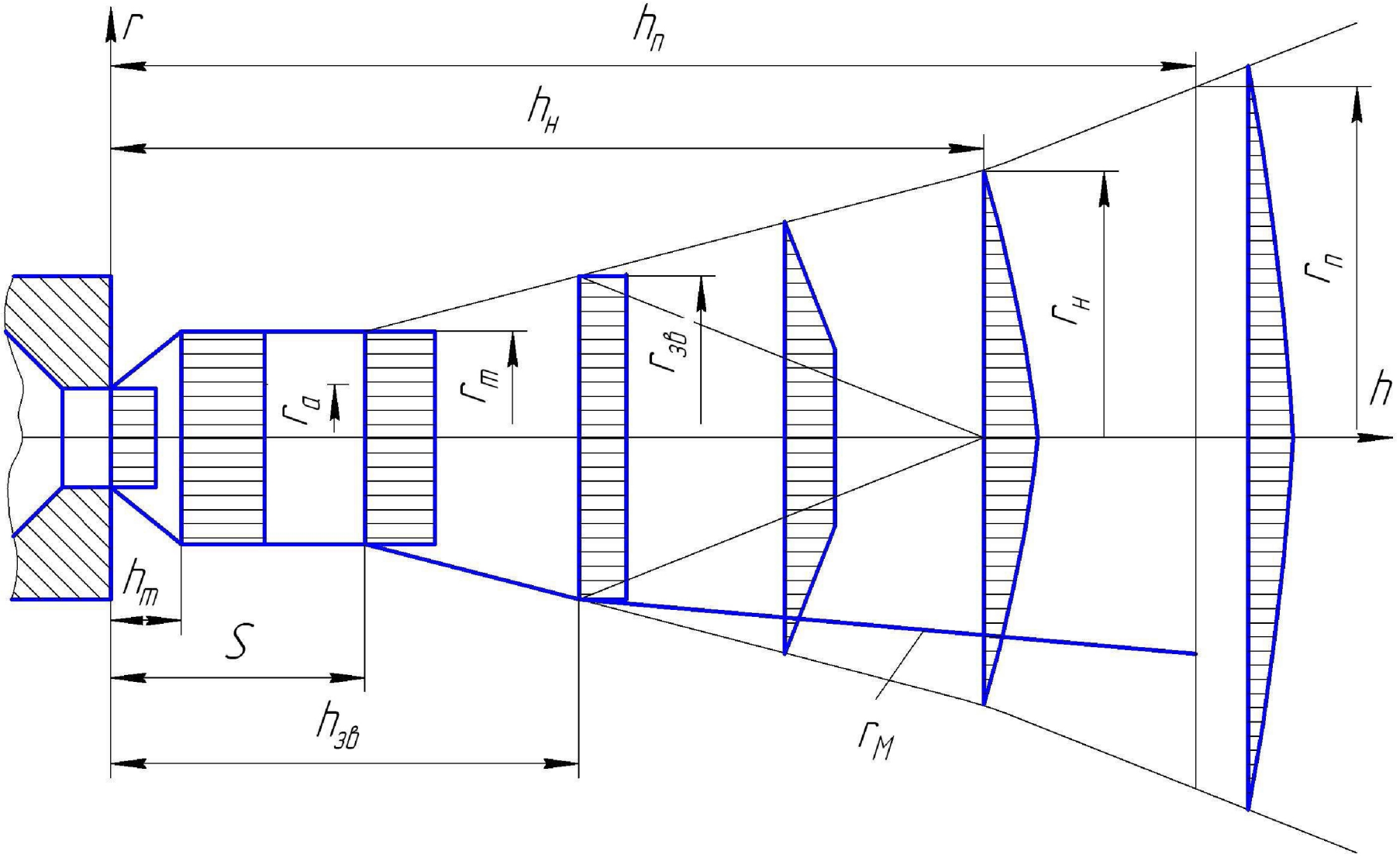


Рис. 1.14. Структура струи продуктов сгорания

Аналитическое определение тепло- и массообмена в зоне взаимодействия струи с преградой, как отмечается в /157/, пока невозможно. В частности, коэффициенты теплоотдачи, вычисленные для условий ламинарного пограничного слоя на пластине, оказываются в 4…6 раз меньше измеренных. В основном параметры взаимодействия сверхзвуковых струй с преградами определяются экспериментально. В /93/ отмечается, что экспериментальные эпюры давления торможения и температуры струи на преграде имеют равномерный участок диаметром до $0.67d_в$ в зависимости от расстояния до нее, а в /135/ показано, что тепловое воздействие однозначно связано с уровнем давления на преграде. Причем в /2/ на основании численного решения показано, что закрутка струи приводит к перераспределению значений коэффициента теплоотдачи от точки торможения к периферии. Это позволяет для ГСС использовать расчетную схему «теплового пятна» с равномерным распределением теплового потока. Причем в /86/ высказывается предположение о том, что диаметр ядра сверхзвукового потока соответствует площади пятна контакта струи с поверхностью.

В связи со сложностью оценки распределения коэффициентов теплоотдачи по преграде в /152/ предлагается использовать в качестве критерия эффективности нагрева коэффициент полезного действия $\eta = Q / mHu$, где Q - переданное преграде тепло. Экспериментально определенная величина этого к.п.д. для топлива воздух-бензин лежит в диапазоне 1…14% в зависимости от расстояния до преграды и радиуса области, в которой определяется Q. При использовании специальных теплообменников, эффективность струйного нагрева вырастает до 60% /118/. В работе /143/ представлена расчетная формула для удельного теплового потока на поверхности тела вращения, расположенного вблизи от среза сопла. Установлено, что максимум теплового потока наблюдается при $\alpha = 1$ и увеличивается при переходе от воздуха к кислороду в 4,2 раза. Однако в опубликованных работах отсутствуют сведения о взаимосвязанном влиянии параметров струи продуктов сгорания и теплофизических свойств материала на эффективность нагрева, что не позволяет оценить предельные возможности ГСС в этой области.

Разрушение преграды струей продуктов сгорания рассматривается в основном применительно к области твердых композиционных материалов, мерзлых грунтов, т.е. веществ с низкой теплопроводностью /122, 123, 147, 148, 149/, причем источник тепла перемещается вглубь преграды вслед за зоной разрушения. При формулировке моделей предполагается, что элементарный объем материала, подвергаемого разрушению, предварительно нагревается от начальной температуры до температуры фазового перехода, а изменение формы поверхности разрушения не учитывается. В работе /84/ экспериментально установлено, что коэффициент использования энергии струи при разрушении мерзлых грунтов составляет 0,06…0,12.

Механизм разрушения высокотеплопроводных материалов существенно отличается от этого случая, т.к. предварительный нагрев обеспечивает малый градиент температуры вещества в зоне взаимодействия струи с преградой, а скорость плавления в значительной степени зависит от формы поверхности, особенно в начальный период времени /80/.в работе /57/ для определения максимально возможной скорости резки металлов струей ГСС используют величину термического к.п.д. мощного быстродвижущегося источника тепла /120, 124, 125, 126, 139/. Однако в предлагаемой формуле не учитываются ни параметры продуктов сгорания, ни теплофизические свойства разрезаемой преграды. В

частности в /57/ приводится прямопропорциональная зависимость удельного теплового потока струи от давления в камере сгорания, в то время как в соответствии с (1.2) или (1.5) /8, 157/ при этом существенно изменяется площадь пятна контакта, и соответствующая зависимость должна быть значительно менее ярко выражена. Кроме того, из предложенной формулы следует, что при любой мощности источника, существует некоторая, хотя может быть и небольшая, скорость резки. В тоже время, очевидно, что при некоторых мощностях струи материал, за счет его теплопроводности, не может быть нагрет до температуры фазового перехода. Этим объясняется различие скоростей резки разных веществ источником одной мощности, что противоречит выводам /57/.

Таким образом, результаты исследования взаимодействия высокотемпературной струи ГСС с преградой, особенно при разрушении высокотеплопроводных веществ, базируются в основном на эмпирическом материале и носят противоречивый характер. Однако эти результаты в совокупности со значительным опытом, накопленным при изучении свободных «холодных» осевых сверхзвуковых струй, подтвержденным в ряде случаев и для «горячих» струй, создают предпосылки формирования метода расчета их взаимодействия с технологическими объектами с учетом подогрева, степени нерасчетности, теплофизических свойств материалов, полноты преобразования энергии в газогенераторе.

1.5 Установки на основе химических генераторов концентрированных потоков энергии

Конкретный технологический процесс, формируя облик ГСС, предъявляет определенные требования и к установке в целом .попытка классификации газоструйных установок (ГСУ) для различных технологических процессов предпринята в работе /142/ по пяти основным признакам: способу энергоснабжения, области применения, фазовому состоянию топлива, технологическому признаку и фактору воздействия (рис. 1.15). Отмечается, что, несмотря на большое разнообразие, состав ГСУ может быть представлен единой обобщенной структурной схемой (рис. 1.16). Причем в качестве выходных параметров ГСУ используются традиционное давление (p_a), температура (T_a) и скорость (w_a) на срезе сопла, а не параметры технологического процесса, В то же время в зависимости от используемого топлива и особенностей технологического процесса реализуется какая-либо часть элементов и связей, изображенных на схеме рис. 1.16. во всех известных установках присутствуют система подачи и баки для компонентов топлива. В работах /26, 41/ рассматриваются варианты вытеснения жидкого горючего газообразным окислителем и самовытеснения аммиака. Отмечается, что такие схемы, объединенные необходимостью обеспечения минимальных габаритов и максимальной автономности установки, накладывают определенные ограничения и на генератор. В работе /85/ приводится обзор технико-экономических характеристик ГСУ для разрушения твердых грунтов, и отмечается, в частности, необходимость дистанционного зажигания и его контроль /51/. В ряде случаев появляется необходимость использования многогорелочных устройств /50/, где возникает потребность в одновременном запуске нескольких генераторов. В работе /5/ предлагается использование ГСУ для обогрева

помещений, сушки зерна, сена, подогрева автомобильных двигателей в зимнее время и др. Причем попытки оптимизации ГСУ, как правило, предпринимаются по отдельным элементам установок: генераторам, газоструйным нагревателям /4, 88/, подогревателям воздуха /60/ и т.п. Однако формирование облика ГСУ в целом с учетом особенностей технологического процесса практически не встречается.

Методика расчета генераторов газовых струй, работающих на сжатом воздухе и жидком бензине или керосине приведена в работах /62, 144/. Здесь впервые предлагается систематизированный подход к расчету генераторов такого типа с учетом отдельных особенностей их технологического применения. В работе /144/ предлагается использовать вместо полноты давления $\varphi_к$ энергетический коэффициент полезного действия $\eta_к = \varphi_к^2$, получивший ранее в других работах название, - полнота тепловыделения. В работе /62/ выбор конструктивных и режимных параметров генератора определяется относительной производительностью процесса, т.е. полезной работой термоинструмента при использовании единицы массы горючего. Однако в первом случае получение максимальной полноты тепловыделения в генераторе не гарантирует максимальную производительность процесса и соответствующие эксплуатационные характеристики ГСУ в целом, например, габариты, массу, ресурс и т.п. Выбор же в качестве целевой функции относительной производительности процесса /62/ представляется более обоснованным. Однако здесь необходимо обоснование выбора самой функции, в частности отнесение производительности процесса только к расходу горючего, а не топлива в целом. Кроме того, в работе отсутствует оценка связи целевой функции с параметрами генератора, технологического процесса и характеристиками ГСУ в целом.

Таким образом, накопленный опыт позволяет приступить к созданию системы моделей для выбора конструктивных и режимных параметров ГСУ на базе формирования целевых функций соответствующих технологических процессов и определения их связей с характеристиками рабочего процесса ГСС и других установок.

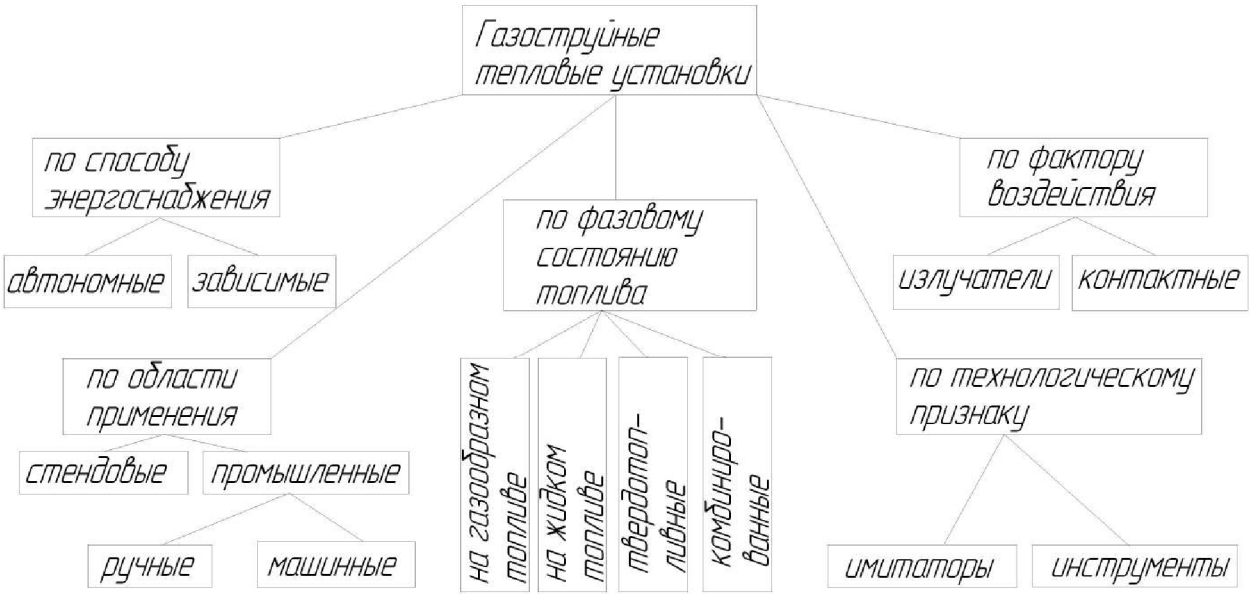


Рис. 1.15. Классификация газоструйных тепловых установок

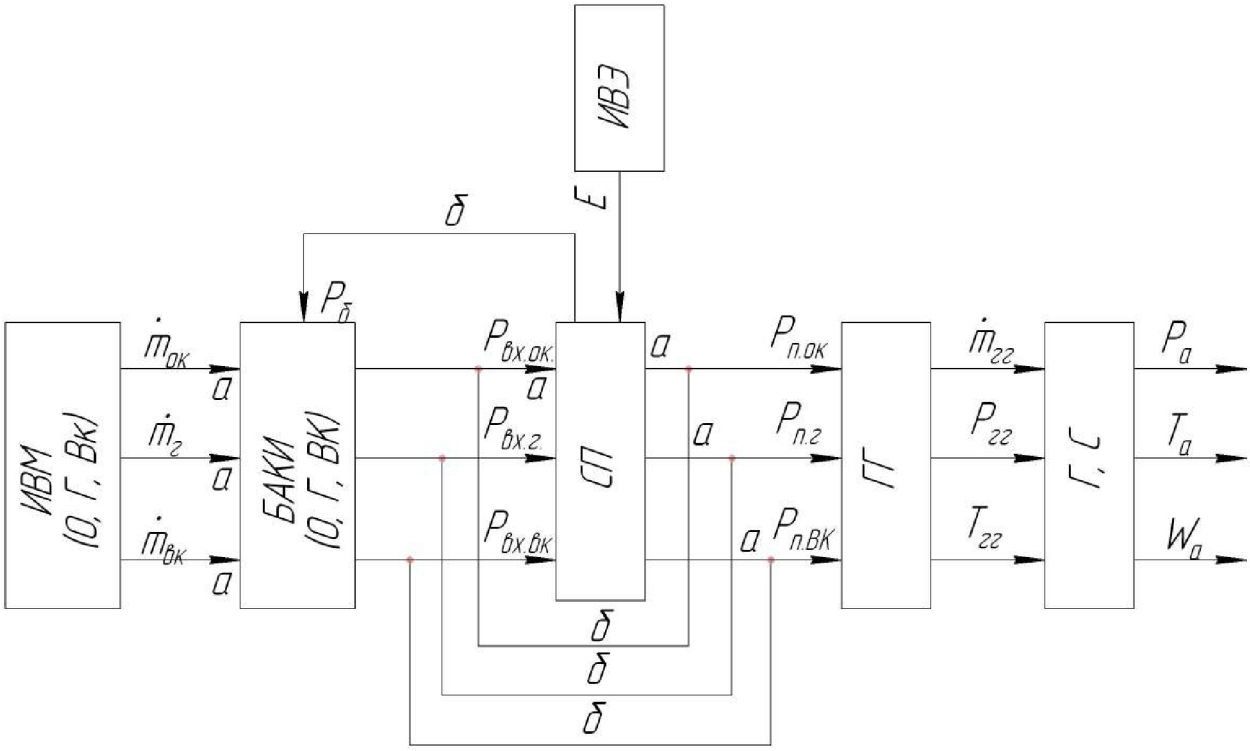


Рис. 1.16. обобщенная структурная схема ГСУ:
а – связи, отсутствующие у автономных ГСУ; б – связи, отсутствующие у зависимых ГСУ; ИВМ – источник внешней массы; ИВЭ – источник внешней энергии; О – окислитель; Г – горючее; ВК – вспомогательный компонент; СП – система подачи компонентов; ГТ – газогенератор; ГС – газовая струя; $\dot{m}_{ок}, \dot{m}_г, \dot{m}_{вк}$ *- расходы основных и вспомогательных компонентов;* $p_{вх.ок}$, $p_{вх.г}$, $p_{вх.вк}$ *- давление подачи компонентов в газогенератор; Е – энергия, потребляемая СП от ИВЭ;* $m_{гг}$, $p_{гг}$, $T_{гг}$ *- параметры струи на срезе сопла генератора.*

2 ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ И ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ТОПЛИВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

2.1 Физико-химические свойства горючих, окислителей и продуктов их сгорания

Горючие и окислители, которые могу использоваться в ГСС, должны удовлетворять специфическим требования соответствующей задачи. Однако, можно выделить общие требования, которые необходимо предъявлять к компонентам топлива при решении любой из перечисленных задач:

1. Энергетические возможности топливных композиций должны быть достаточны для выполнения соответствующей задачи.

2. Вещества, используемые в ГСС, должны быть экологически чистыми, дешевыми и иметь достаточно большую сырьевую базу.

Первое требование объединяет компоненты топлива, применяемые в авиационной и космической технике, второе – значительно сужает этот круг.

Для стехиометрического состава ,как правило, приводятся сведения как о температуре продуктов сгорания, так и о некоторых других параметрах (β, I_y, μ и т.п.) /44/. В области бедных или богатых смесей таких данных, особенно экспериментальных, существенно меньше. Использование метода /140/ для расчета термодинамических или теплофизических свойств продуктов сгорания представляет трудоемкую задачу и не дает аналитической связи состава топлив с соответствующими параметрами, которая существенно сужает область поиска рациональных режимов.

Для экспресс-оценки свойств продуктов сгорания по известным данным в области стехиометрии можно использовать упрощенную схему расчета:

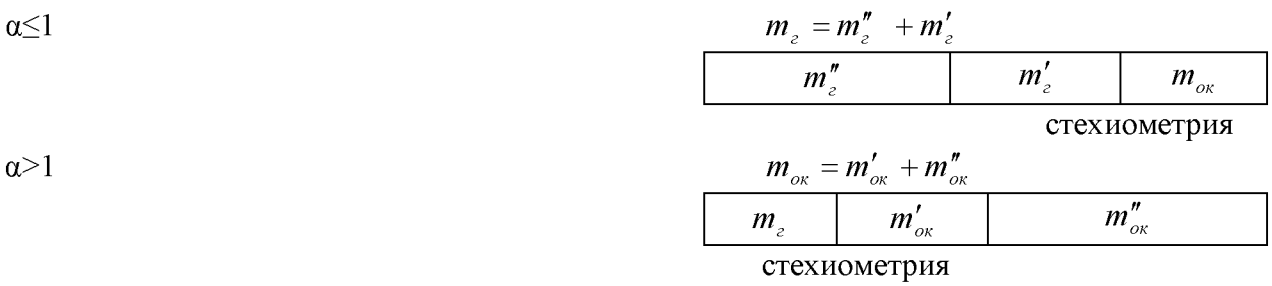


Рис. 2.1. Схема богатой и бедной смеси

Количество веществ в богатой и бедной смеси определяется в этом случае выражениями:

$$m_г / m_T = 1/(1+\alpha K_{т.СТ}) \quad (2.1)$$

$$m'_г / m_T = \alpha/(1+\alpha K_{т.СТ}) \quad (2.2)$$

$$m''_г / m_T = (1-\alpha)/(1+\alpha K_{т.СТ}) \quad (2.3)$$

$$\frac{m''_г + m_{ок}}{m_T} = \alpha \frac{1+K_{т.СТ}}{1+\alpha K_{т.СТ}} \quad (2.4)$$

$$m_{ок} / m_T = \alpha K_{т.СТ}/(1+\alpha K_{т.СТ}) \quad (2.5)$$

$$m'_{ок} / m_T = K_{т.СТ}/(1+\alpha K_{т.СТ}) \quad (2.6)$$

$$m''_{ок} / m_T = (\alpha - 1)K_{т.СТ} /(1 + \alpha K_{т.СТ}) \quad (2.7)$$

$$\frac{m'_{ок} + m_г}{m_T} = \frac{1 + K_{т.СТ}}{1 + \alpha K_{т.СТ}} \quad (2.8)$$

Считая, что температура стехиометрической смеси ($T_{СТ}$) известна и, не учитывая изменения химического состава при теплообмене с избыточным компонентом, из уравнения энергии получим в случае α<1:

$$(T_{СТ} - T)/(T - T_0) = m''_г /(m'_г + m_{ок}) = (1 - \alpha)/\alpha(1 + K_{т.СТ}), \quad (2.9)$$

а для α>1:

$$(T_{СТ} - T)/(T - T_0) = m''_{ок} /(m_г + m'_{ок}) = K_{т.СТ}(\alpha - 1)/(1 + K_{т.СТ}) \quad (2.10)$$

где $T_0; T$ - начальная температура и температура смеси соответственно. Или введя обозначения:

$$\overline{T} = T_0 / T_{СТ}; \quad \overline{T} = T / T_{СТ}, \text{ получим}$$

$$\theta = (1 - \overline{T})/(\overline{T} - \overline{T}_0) = (1 - \alpha)/\alpha(1 + K_{т.СТ}), \text{ для } \alpha < 1 \quad (2.11)$$

и

$$\theta = (1 - \overline{T})/(\overline{T} - \overline{T}_0) = K_{т.СТ}(\alpha - 1)/(1 + K_{т.СТ}), \quad \text{для } \alpha > 1 \quad (2.12)$$

Для приведения выражений (2.11) и (2.12) к симметричному виду, введем переменную

$$\psi = (\alpha - 1)/(\alpha + 1) \quad (2.13)$$

Сопоставление последних трех выражений приводит к уравнениям:

$$\theta = [-2\psi/(\psi + 1)][1/(1 + K_{т.СТ})], \quad \text{для } \psi = -1...0, \quad (2.14)$$

$$\theta = [2\psi/(\psi - 1)][K_{т.СТ}/(1 + K_{т.СТ})], \quad \text{для } \psi = 0...1 \quad (2.15)$$

Выражения (2.14, 2.15) в рамках принятых допущений справедливы во всем диапазоне $\psi = -1...+1$ (или $\alpha = 0...\infty$). Однако, ввиду значительного изменения при этом химического состава, их целесообразно использовать в сравнительно небольшом диапазоне $\alpha = 0{,}8...1{,}3$ (в этом случае погрешность не превышает 4%).

Из (2.14, 2.15) следует, что безразмерная температура продуктов сгорания ($\overline{T}$), является однозначной функцией безразмерной начальной температуры (T_0) и параметра ψ. Анализ показывает, что для многих топлив эта зависимость хорошо описывается выражениями:

$$\overline{T} = 1 + \psi(1 - \overline{T}_0), \quad \text{для } \psi = \text{-}1...0 \quad (2.16)$$

$$\overline{T} = 1 - \psi(1 - \overline{T}_0), \quad \text{для } \psi = 0...1 \quad (2.17)$$

Сопоставление результатов расчетов по выражениям (2.16, 2.17) и данных термодинамического расчета /140/ приведены на рис. 2.2…2.5 погрешность выражений (2.11…2.17) во всем диапазоне ψ не превышает 23%.

Используя аналогичные приведенным выше соображения, можно оценить и молярную массу продуктов сгорания:

$$\mu = (1 + \alpha K_{т.СТ})/[\alpha(1 + K_{т.СТ})/\mu_{СТ} + (1 - \alpha)/\mu_г], \quad \text{для } \alpha = 0...1, \quad (2.18)$$

$$\mu = (1 + \alpha K_{т.СТ})/[(1 + K_{т.СТ})/\mu_{СТ} + K_{т.СТ}(\alpha - 1)/\mu_{ок}], \quad \text{для } \alpha = 1...\infty. \quad (2.19)$$

Или:

$$\overline{\mu} = (1 + \alpha K_{т.СТ})/\alpha(1 + K_{т.СТ}) + (1 - \alpha)/\overline{\mu}_г, \quad \text{для } \alpha = 0...1, \quad (2.20)$$

$$\overline{\mu} = (1 + \alpha K_{т.СТ})/(1 + K_{т.СТ}) + K_{т.СТ}(\alpha - 1)/\overline{\mu}_{ок}, \quad \text{для } \alpha = 1...\infty, \quad (2.21)$$

где $\overline{\mu} = \mu/\mu_{СТ}; \quad \overline{\mu}_г = \mu_г/\mu_{СТ}; \quad \overline{\mu}_{ок} = \mu_{ок}/\mu_{СТ}$.

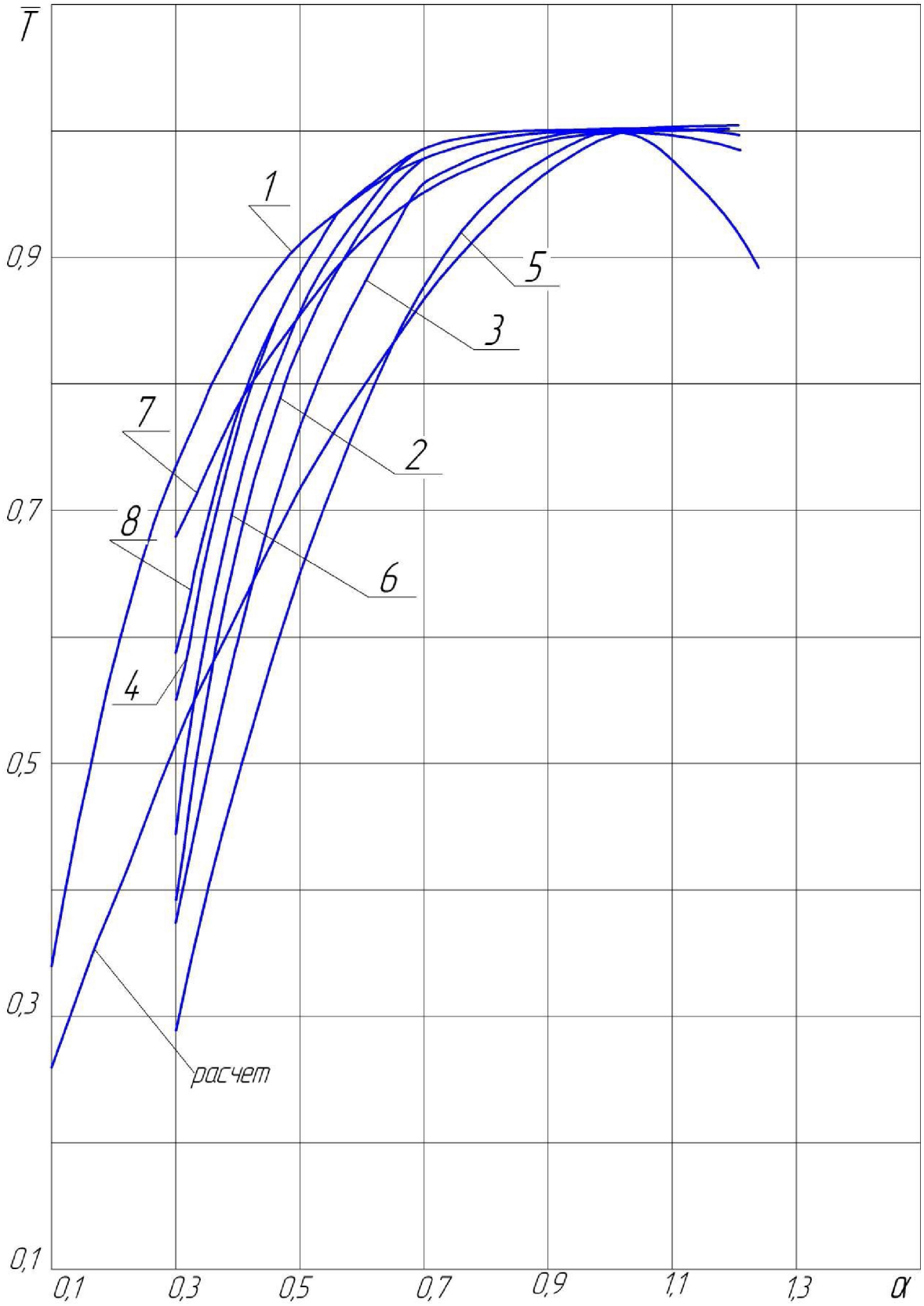


Рис. 2.2 Зависимость относительной температуры продуктов сгорания от коэффициента избытка окислителя.
Окислитель – кислород, горючее – 1 – водород, 2 – этан, 3 – спирт, 4 – скипидар, 5 - аммиак, 6 – керосин, 7 – гидразин, 8 – НДМГ.

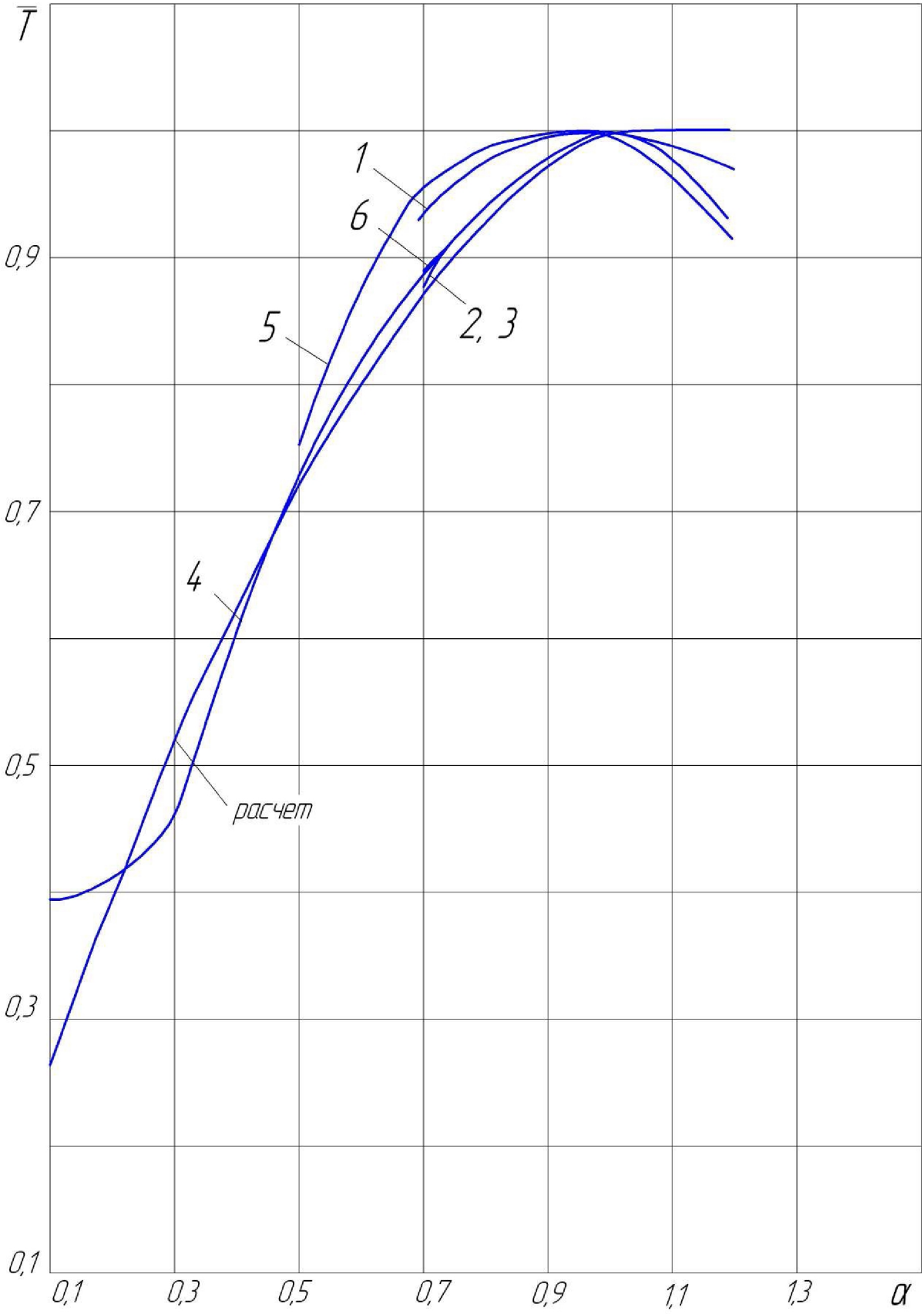


Рис. 2.3. Зависимость относительной температуры продуктов сгорания от коэффициента избытка окислителя, окислитель – воздух, горючее 1 – водород, 2 – природный газ, 3 – спирт, 4 – пропан, 5 – природный газ + обогащенный воздух, 6 – керосин.

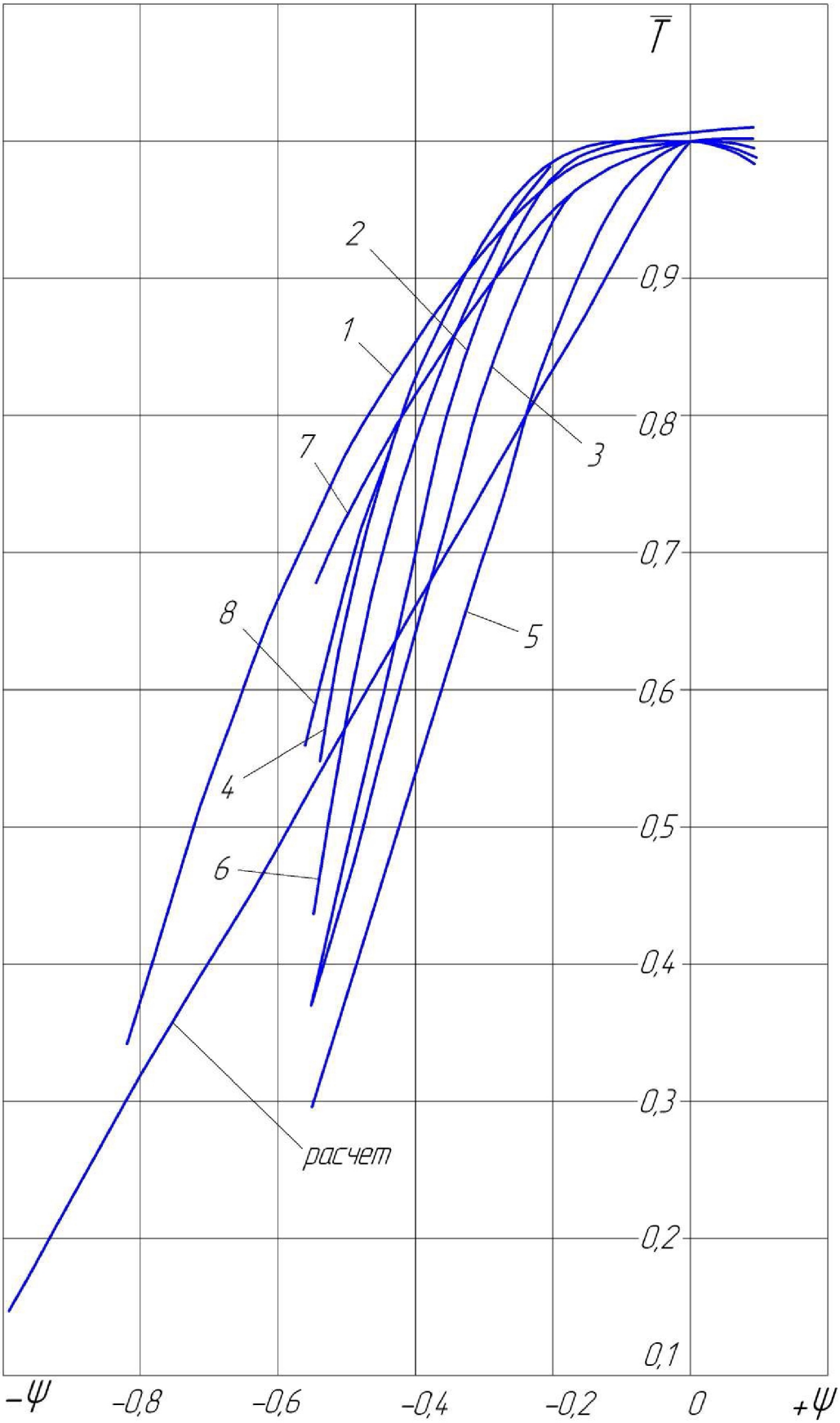


Рис. 2.4. Зависимость относительной температуры продуктов сгорания от ψ, окислитель – кислород, горючее 1 – водород, 2 – этан, 3 – спирт, 4 – скипидар, 5 –аммиак, 6 – керосин, 7 – гидразин, 8 – НДМГ.

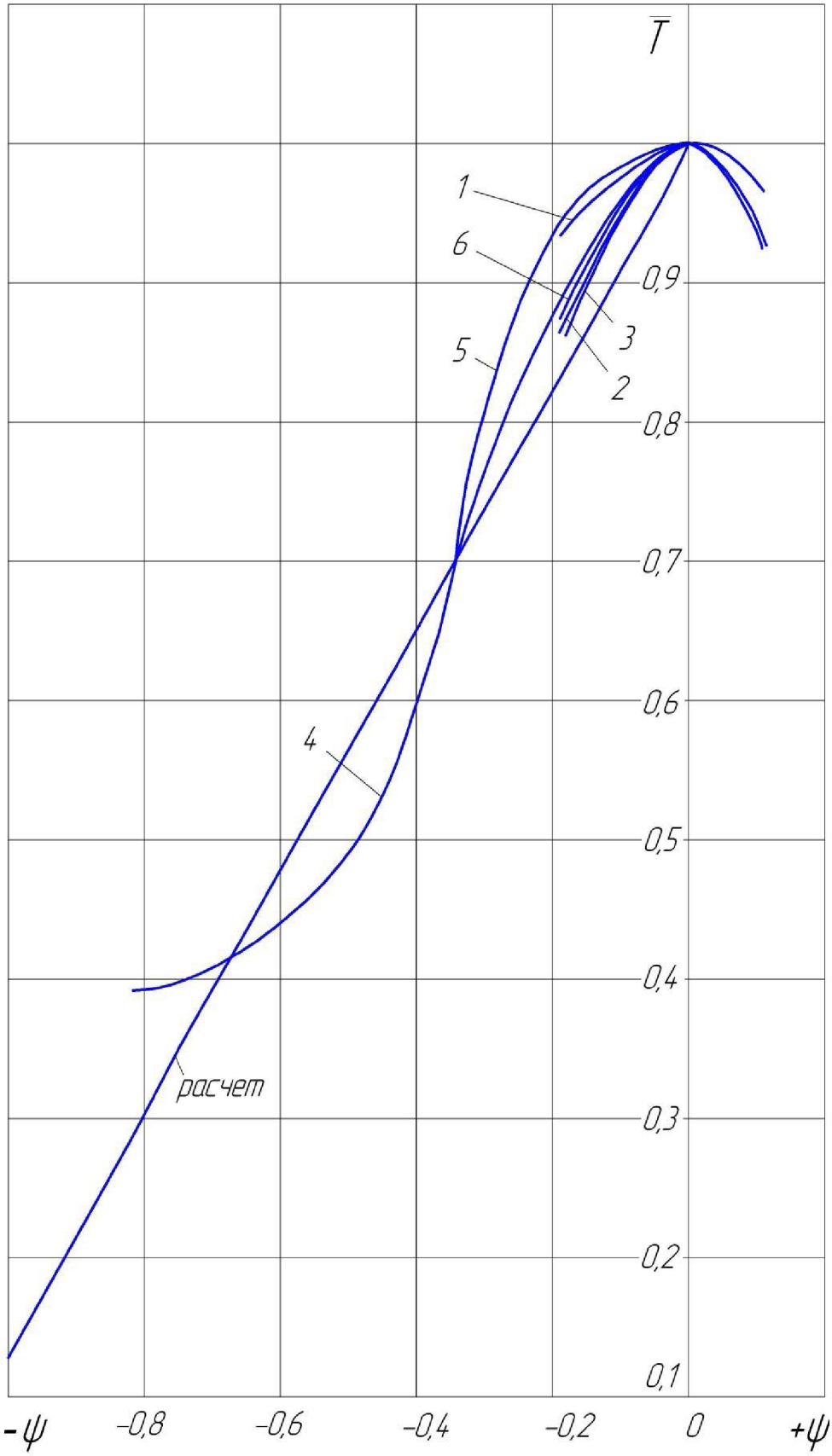


Рис. 2.5. Зависимость относительной температуры продуктов сгорания от ψ, окислитель – воздух, горючее 1 – водород, 2 – природный газ, 3 – спирт, 4 –пропан, 5 – природный газ + обогащенный воздух, 6 – керосин.

Погрешность определения $\overline{\mu}$ по выражениям (2.20, 2.21) не превышает 6% для кислородно-водородного топлива. Однако, для топлива типа гидразин+кислород, она не может быть весьма велика из-за разложения гидразина (в этом случае вместо $\mu_г$ и $\mu_{ок}$ в расчетах следует закладывать молярные массы продуктов разложения соответствующих нестабильных компонентов). Молярная масса продуктов сгорания, как и температура, в значительной степени определяются ψ:

$$\overline{\mu} = (1 - \overline{\mu}_г)\psi + 1, \quad \text{для } \psi = -1...0, \tag{2.22}$$

$$\overline{\mu} = (\overline{\mu}_{ок} - 1)\psi + 1, \quad \text{для } \psi = 0...1. \tag{2.23}$$

Сопоставляя выражения (2.16, 2.17) и (2.22, 2.23), можно оценить и величину расходного комплекса:

$$\overline{\beta} = \beta / \beta_{СТ} = \left\{\left[1 + \psi(1 - \overline{T}_0)\right] / \left[1 + \psi(1 - \overline{\mu}_г)\right]\right\}^{0,5}, \quad \text{для } \psi = -1...0, \tag{2.24}$$

$$\overline{\beta} = \beta / \beta_{СТ} = \left\{\left[1 - \psi(1 - \overline{T}_0)\right] / \left[1 + \psi(\overline{\mu}_{ок} - 1)\right]\right\}^{0,5}, \quad \text{для } \psi = 0...1. \tag{2.25}$$

Зависимость относительной молярной массы продуктов сгорания от состава топлива и сопоставление результатов расчетов по выражениям (2.18, 2.20) и данных термодинамического расчета /140/ приведены на рис. 2.6.

Эти параметры продуктов сгорания позволяют оценить их энергетику и выбрать режим работы ГСС. Так, если в технологическом процессе необходима температура потока продуктов сгорания ($\overline{T}_{тех} = T_{тех} / T_{СТ}$), то, сопоставляя 2.13, 2.16, 2.17, можно получить границы необходимого состава топлива:

$$\psi_{\max} = (1 - \overline{T}_{тех}) / (1 - \overline{T}_0), \tag{2.26}$$

$$\psi_{\max} + \psi_{\min} = 0. \tag{2.27}$$

Или

$$\alpha_{\min} = (\overline{T}_{тех} - \overline{T}_0) / \left[2 - (\overline{T}_{тех} - \overline{T}_0)\right], \tag{2.28}$$

$$\alpha_{\max}\alpha_{\min} = 1. \tag{2.29}$$

Расчет по выражениям (2.26)…(2.29) позволил получить номограммы состава топлива ГСС, обеспечивающего одно из необходимых условий решения технологической задачи по температуре. Номограммы приведены на рис.2.7 а, б, а результаты расчета в табл. 2.1.

Таблица 2.1

$T_{тех}$	T_0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
$\alpha_{\min}$	0	0,043	0,135	0,371	0,627	1,0
$\alpha_{\max}$	∞	23,233	5,405	2,695	1,595	1,0
$\psi_{\min}$	-1	-0,917	-0,688	-0,459	-0,229	0
$\psi_{\max}$	+1	0,917	0,688	0,459	0,229	0

Таким образом, расширение диапазона работы ГСС по составу топлива, возможно только за счет повышения температуры продуктов сгорания, независимо от прочих факторов, в том числе энергетики топлива, например, при изменении молярной массы.

Уточнение границ области реализации технологии можно провести по результатам термодинамического расчета продуктов сгорания /140/. Эти данные

для наиболее приемлемых в ГСС топлив приведены на рис. 2.8. Дальнейший анализ целесообразности применения той или иной топливной композиции в технологическом процессе необходимо проводить с учетом удобства эксплуатации и экономических факторов.

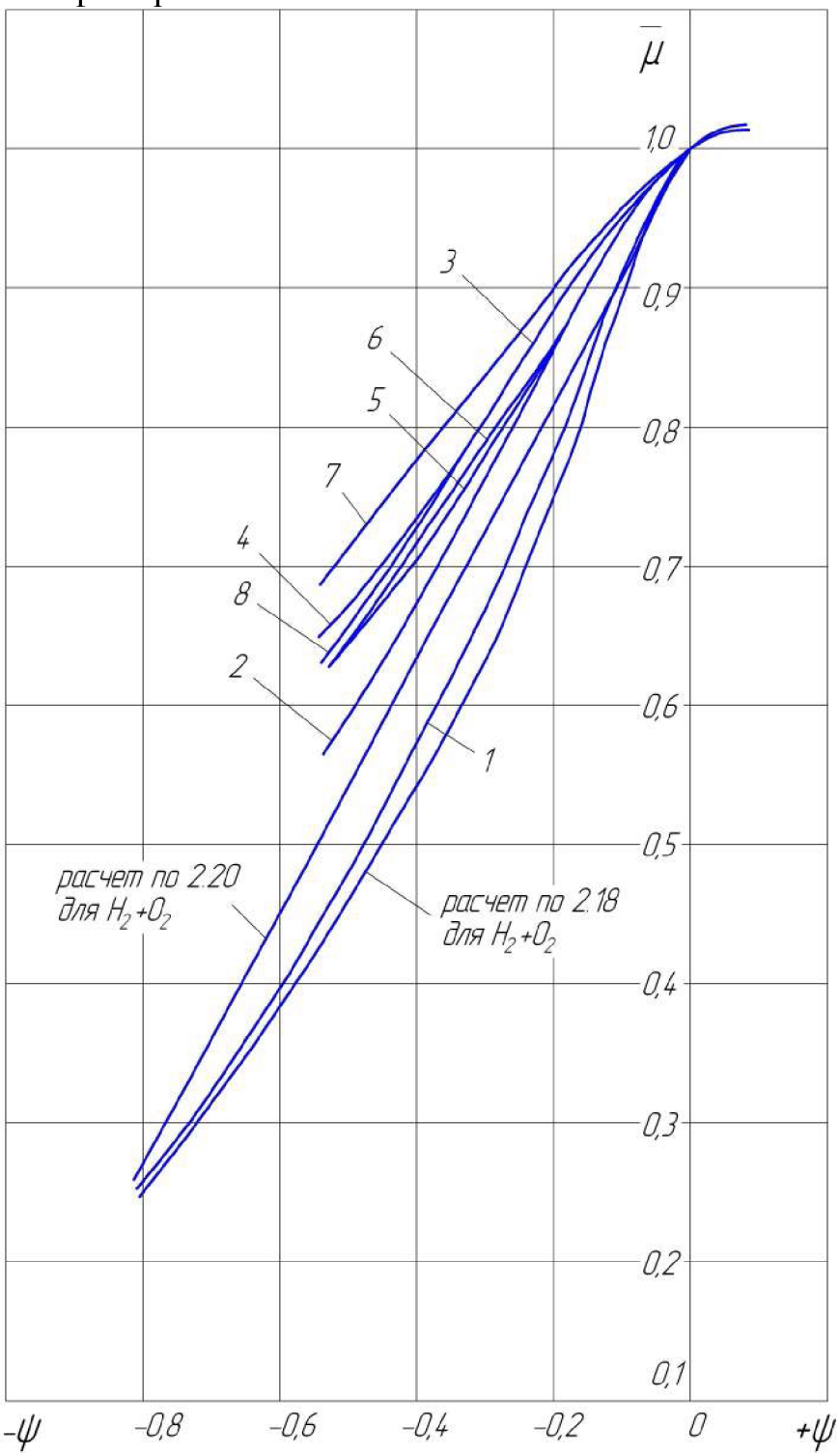
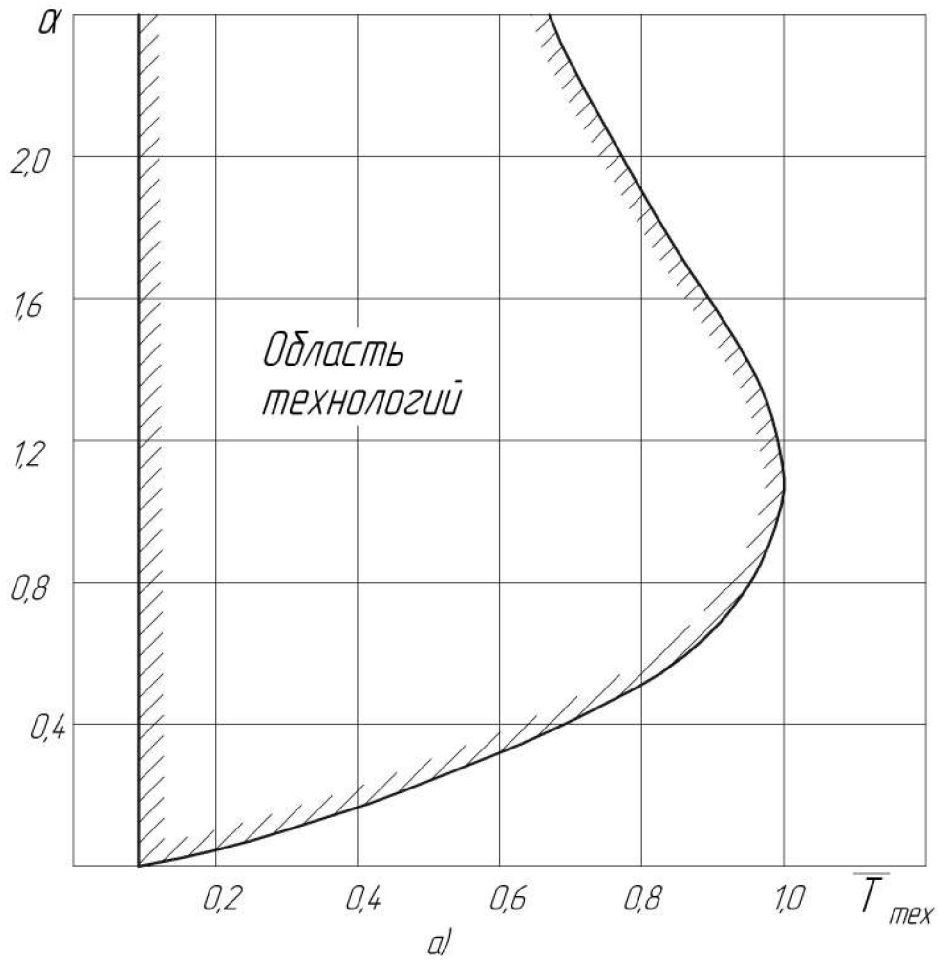


Рис. 2.6. Зависимость относительной молярной массы продуктов сгорания от ψ, окислитель – кислород, горючее 1 – водород, 2 – этан, 3 – спирт, 4 –скипидар, 5 –аммиак, 6 – керосин, 7 – гидразин, 8 – НДМГ.



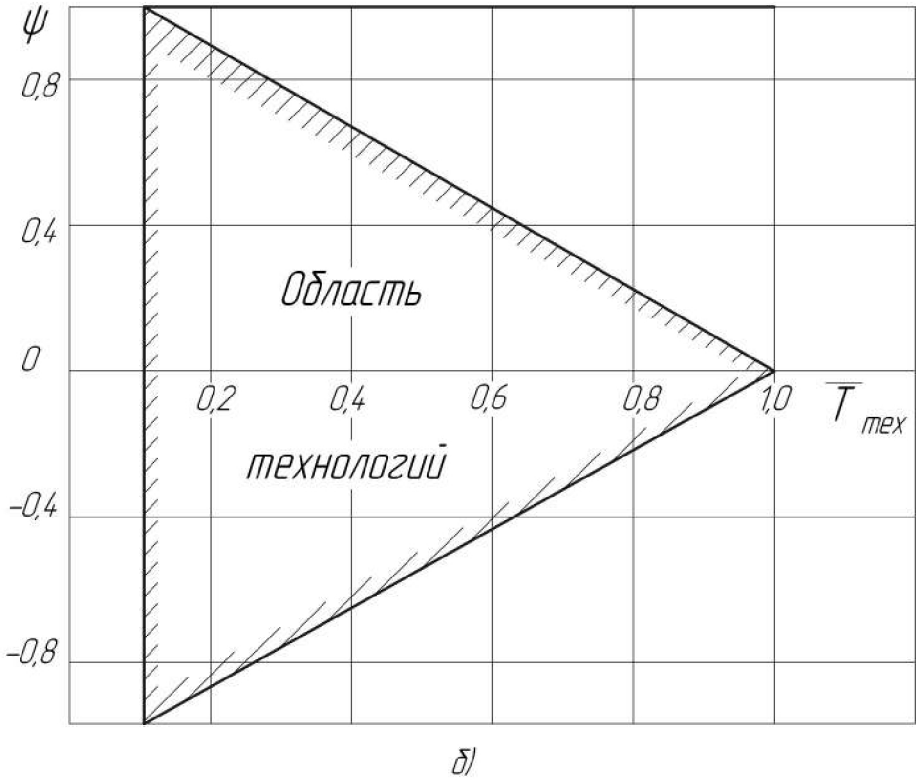


Рис. 2.7. Рабочий диапазон ГСС по составу топлива из условия $T \geq T_{тех}$, а) предельные значения коэффициента избытка окислителя; б) предельные значения ψ.

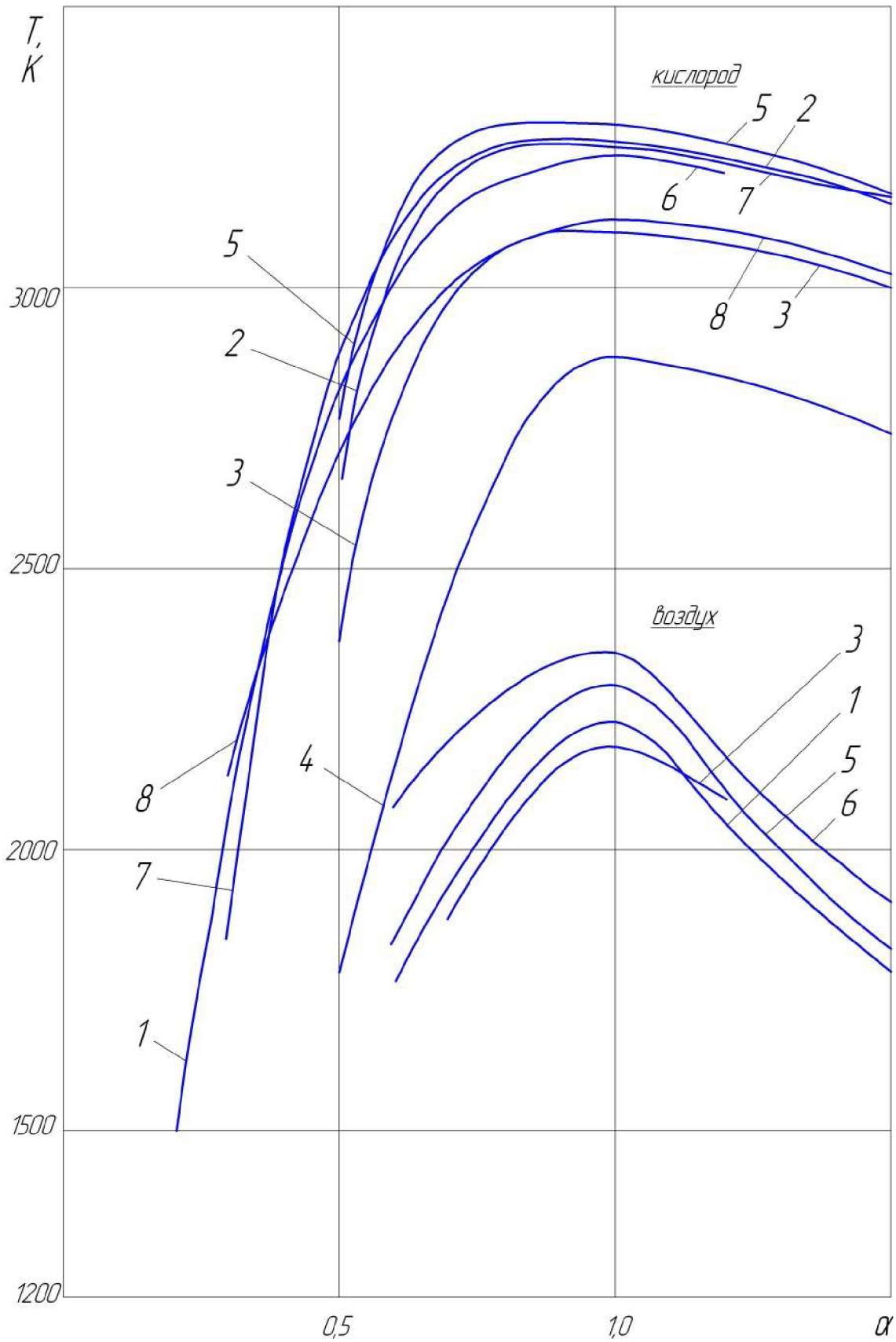


Рис. 2.8. Температура продуктов сгорания ($P_K = 5 \cdot 10^5$ Н / м^2),
1 – метан, 2 – этан, 3 – спирт, 4 – аммиак, 5 – керосин, 6 – водород, 7 – НДМГ, 8 - гидразин, 9 – пропан.

2.2 Сравнительная оценка эффективности хранения рабочих тел

Рабочие тела, используемые в ГСС, могут храниться в виде сжатых газов, жидкостей и твердых тел /123/. Однако, регулирование расходов компонентов, длительную работу ГСС при их многоразовом использовании предусматривают только первые три способа, что позволяет отдать им предпочтение в широком круге технологических задач.

В части этих задач, где устройства на базе ГСС являются автономными, важное значение при оценке эффективности хранения приобретает относительная масса рабочего тела:

$$Z=m/M, \qquad (2.30)$$

где m – масса запасаемого рабочего тела,

M - масса системы хранения.

В большинстве случаев, рабочие тела хранятся в баллонах и баках. Аппроксимируя методом наименьших квадратов связь массы стандартных баков из легированной стали при давлении 200кг/см² с их объемом, получим

$$M = 0{,}165 + 1{,}436V - 3{,}77 \cdot 10^{-3} V^2, \qquad (2.31)$$

где V – объем бака в дм³, M – масса бака в кг.

Аналогичные соотношения можно получить либо аппроксимацией стандартных параметров, либо прочностным расчетом. Сопоставление (2.30) и (2.31) позволяет оценить эффективность хранения рабочих тел:

$$Z = \rho V / M(V), \qquad (2.32)$$

где для сжатых газов $\rho = p\mu / RT$ существенно зависит от давления и температуры, для сжиженных газов и жидкостей эта зависимость значительно менее выражена.

Соответствующие данные приведены в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Компонент	Водород	Метан	Воздух	Кислород	Пропан	Керосин	Бензин
μ, кг/мколь	2,016	16,042	28,966	32,0	44,064	13,963	99,902
ρ, кг/м^3 при p=15 МПа	12,1	96,6	175,0	193,1	436,4*	812*	751*
ρ, кг/м^3 при p=20 МПа	16,1	128,7	233,3	257,5			

*) плотность жидкой фазы.

Используя эти данные в соответствии с (2.32), можно рассчитать относительную массу рабочего тела в зависимости от объема бака $Z = f(V)$, приведенную в таблице 2.3.

По энергетическим возможностям применительно к условиям резки водородное горючее превосходит остальные (спирт, керосин, бензин, пропан, метан и другие углеводороды) примерно на 25…35%. Однако хранение водорода в газовой фазе приводит к большим массам системы хранения. Так, масса запасаемого компонента от массы бака составляет для водорода 1…1,3%, метана 8…10%, кислорода и воздуха 14…21% при хранении в стальных баллонах из легированной стали при давлении для сжатых газов 20 МПа. Для сжиженного

пропана при давлении 0,3…1,6МПа и объеме 50дм³ эта величина составляет 109%, для бензина и керосина 96…104% в условиях бака БГ-68 керосинореза при давлении 0,15-0,3МПа /134/ рис. 2.9. Причем, с увеличением давления в баке его масса будет увеличиваться, а запас жидкого компонента остается практически неизменным, что приведет к уменьшению разницы в относительной массе Z между жидкими и газообразными рабочими телами.

Таблица 2.3

V, дм³ / Компонент	1	6	8	10	20	25	40	50
Водород	0,0101	0,0112	0,0113	0,0114	0,0118	0,0119	0,0125	0,0129
Метан	0,0806	0,0893	0,0903	0,0910	0,0940	0,0955	0,0999	0,103
Воздух	0,146	0,162	0,164	0,165	0,170	0,173	0,181	0,187
Кислород	0,161	0,179	0,181	0,182	0,188	0,191	0,200	0,206
Пропан								1,091*
Керосин		1,035**						
Бензин		0,958**						

*) для стандартного баллона по ГОСТ 15860-70 вместимостью 50 дм³.
**) для стандартного бака БГ-68 керосинореза при давлении 0,15-0,3МПа /134/ с учетом системы наддува.

При использовании металлопластов и керамик можно ожидать улучшения массовых характеристик баллонов в 2…3 раза. Возможно использование и альтернативных способов хранения, в частности, выделение водорода из гидрореагирующих веществ. Однако, даже для стандартных систем, несмотря на меньшую плотность газообразных горючих и, значит, худшие условия хранения, они обладают существенными преимуществами:

1. Все топливные пары являются невоспламеняющимися и, соответственно, требуют специальных систем зажигания. Для жидкостей зажигание требует большей энергии, а значит и массы системы. Кроме того, надежность запуска падает в связи с необходимостью испарения жидкости в воспламенителе.

2. Для жидкости требуется специальная система подачи, что при определенной массе запасаемого горючего приводит к проигрышу по массе по сравнению с сжатым газом.

3. Газообразное горючее обеспечивает существенно лучшие динамические характеристики, чем жидкое, а значит и лучшую экономичность при многократных включениях.

4. Жидкое горючее требует использования специальных мембран для обеспечения подачи горючего при любом положении баллона.

5. Малые объемные расходы жидкости требуют очень малых диаметров ограничительных элементов, что повышает возможность их засорения и делает проблематичным достижение расходов 1г/с.

6. В заклапанных объемах жидкого горючего содержится существенно больше, чем газообразного, что приводит и к большим его потерям при каждом запуске и останове резака.

Таким образом, при останове топливной композиции необходимо оптимизировать установку в целом с учетом необходимого для решения задачи запаса топлива, его энергетических возможностей и эффективности системы хранения.

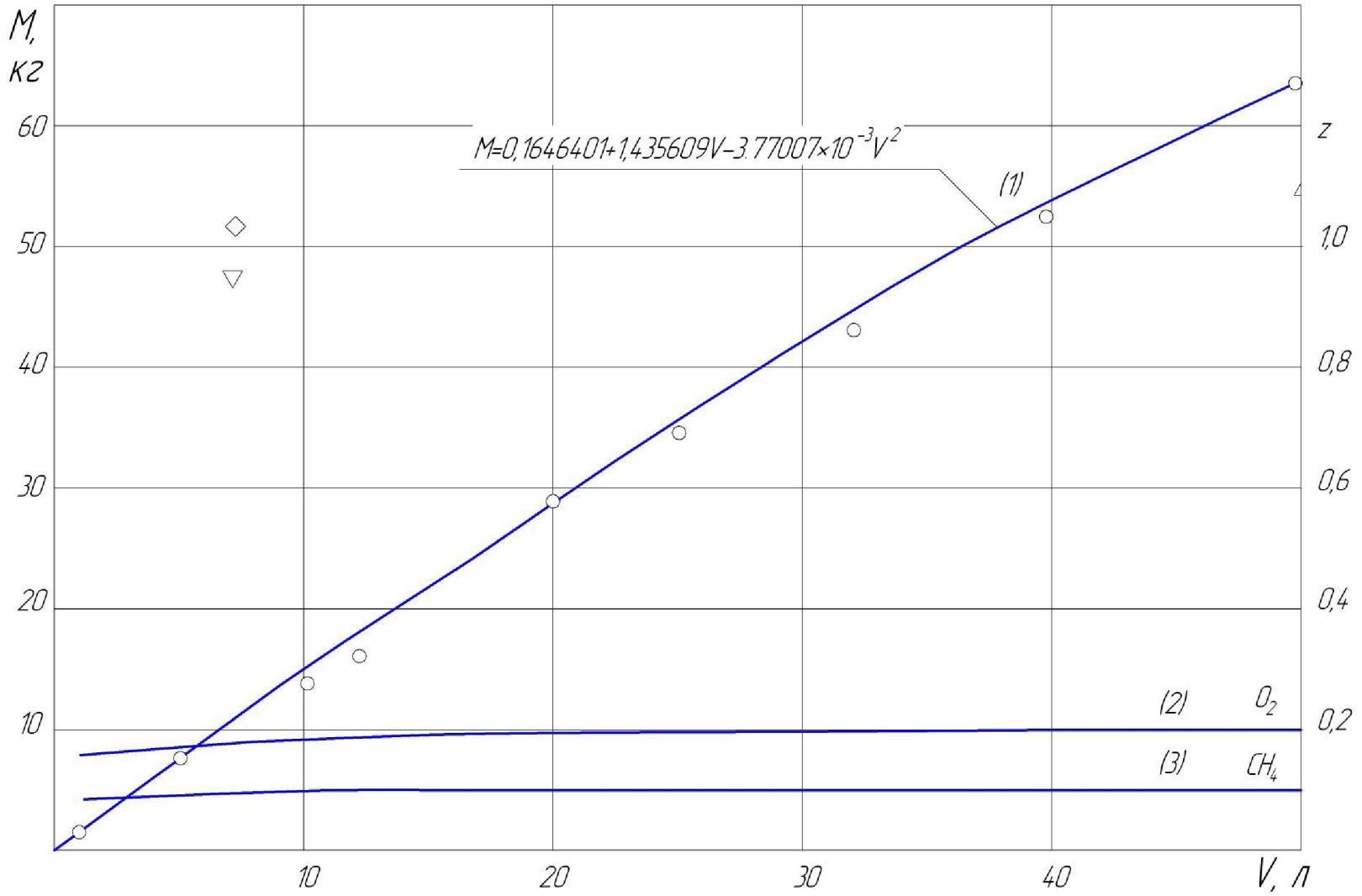


Рис. 2.9. Характеристики топливных баков; (1) – масса баков из легированной стали при $p_б$ =200 кг/см²; относительная масса рабочего тела z : (2) – для кислорода, (3) – для метана, Δ - для пропана – стандартный бытовой баллон, ◊ - керосин, Δ – бензин.

2.3 Преобразование энергии в струе продуктов сгорания

Отличительной особенностью ХГКПЭ является горение топлива в камере сгорания и истечение продуктов сгорания из сопла со сверхзвуковой скоростью.

Рассмотрим характерную картину преобразования различных видов энергии при резке материала струей продуктов сгорания. В той или иной мере элементы этой картины встречаются и в других технологических процессах (рис. 2.10). Из системы хранения и подачи топлива (СХП), которая может состоять из баллонов окислителя 1 и горючего 2, через регулирующую аппаратуру 3, 4 компоненты топлива поступают к управляющим клапанам 5, 6, генератора 7. Последний снабжен системой воспламенения 8 с блоком зажигания 9.

При открытии управляющих клапанов 5, 6 компоненты топлива поступают в камеру сгорания газогенератора, где воспламеняются воспламенителем 8, на который поступает синхронизированный с открытием клапанов электрический сигнал от блоков зажигания 9, возникает горение топлива в камере сгорания. Продукты сгорания соплом 10 формируются в сверхкритическую высокотемпературную струю 11.

Наличие критических параметров в минимальном сечении сопла позволяет обеспечивать высокий уровень тепловых потоков в такой струе не за счет высоких температур (как в плазмотронах), а за счет скорости и плотности струи. А это, в свою очередь, позволяет производить резку материалов при сравнительно низкой (по сравнению с плазмотронами) температуре, а значит снизить или вообще исключить изменение структуры материала в зоне реза (так называемая зона рекристаллизации). Кроме того, появляется возможность резки пространственных конструкций из самых различных веществ за счет высокой дальнобойности струи.

Такая схема процессов позволяет генерировать в небольших устройствах значительные мощности, которые, в конечном счете, определяют и другие области технологического применения ХГКПЭ /114, 116/.

При горении в камере сгорания ГСС в единицу времени выделяется энергия

$$N = I\dot{m}_T, \qquad (2.33)$$

где I – удельная энтальпия продуктов сгорания в камере сгорания,

$\dot{m}_T$ - расход топлива.

Энтальпия, входящая в (2.33), в значительной степени определяет энергетику продуктов сгорания:

$$I = [n/(n-1)]A^2(n)\beta^2, \qquad (2.34)$$

где: $n = \ln(p_к / p)/\ln\left[(p_к R_\mu T / pR_{\mu_К} T_к\right]$ - средний показатель изоэнтропы расширения до давления p.

$$A(n) = [2/(n+1)]^{(n+1)/2(n-1)}\sqrt{n}, \qquad (2.35)$$

β - расходный комплекс.

В диапазоне давлений $(1...10)\cdot 10^5 Н/м^2$, наиболее вероятном при практическом использовании ХГКПЭ, расходный комплекс β определяется в основном составом топлива (α), а значит и тепловая мощность генератора

$$N = [n/(n-1)]A^2(n)\beta^2\dot{m}_T \qquad (2.36)$$

зависит от расхода рабочего тела ($\dot{m}_T$) и его состава (α). Заменяя величину $A^2(n)$ ее приближенной, с погрешностью не более 3,5% в диапазоне n=1,1…1,4, зависимостью

$$A^2(n) = 0.347n, \qquad (2.37)$$

из (2.36) получим

$$N = 0.347\left[n^2/(n-1)\right]\beta^2\dot{m}_T. \qquad (2.38)$$

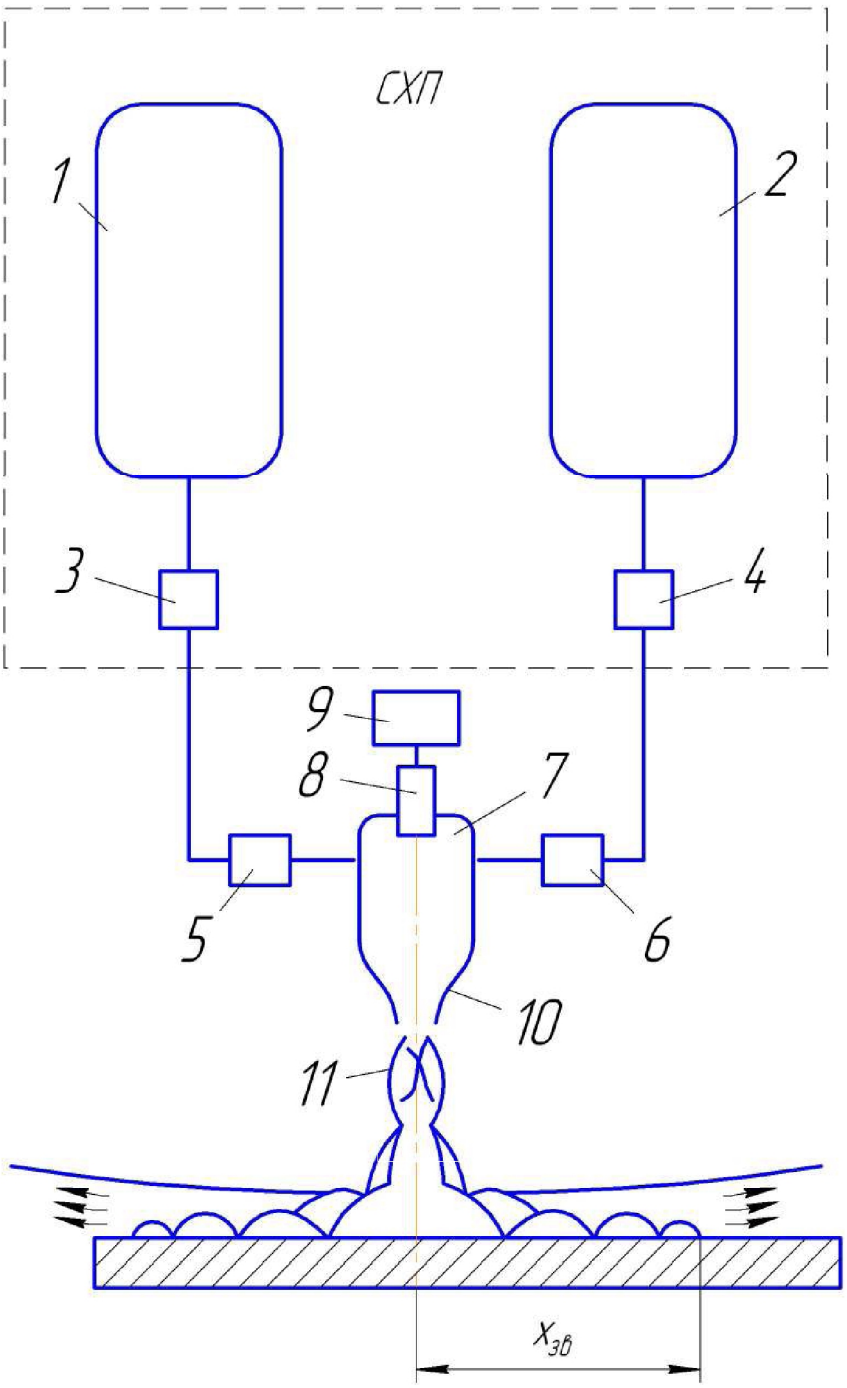


Рис. 2.10. Схема воздействия струи продуктов сгорания ХГКПЭ на материал

Если известно значение низшей теплотворной способности топлива (*Ни*), то оценку тепловой мощности генератора можно провести по формулам

$$N = [Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]\dot{m}_T \quad \text{для } \alpha > 1, \tag{2.39}$$

$$N = [Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]\alpha\dot{m}_T \quad \text{для } \alpha \le 1. \tag{2.40}$$

В ряде технологических задач важное значение может иметь не столько тепловая мощность, сколько удельный тепловой поток при взаимодействии с технологическим объектом в области первой «бочки» струи и в области критического сечения сопла генератора (рис. 2.10). Последний можно определить выражением

$$q_1 = N/F_{кр} = [n/(n-1)]A^2(n)\beta p_к \tag{2.41}$$

или приближенно

$$q_1 = 0{,}347[n^2/(n-1)]\beta p_к . \tag{2.42}$$

Эти выражения получены из уравнений (2.36) и (2.38) соответственно. Аналогичные соотношения можно получить при использовании (2.39) и (2.40):

$$q_1 = A(n)[n/(n-1)]^{0,5}[Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]^{0,5} p_к \quad \text{для } \alpha > 1, \tag{2.43}$$

$$q_1 = A(n)[n/(n-1)]^{0,5}[\alpha Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]^{0,5} p_к \quad \text{для } \alpha \le 1. \tag{2.44}$$

Или приближенно, с использованием (2.37):

$$q_1 = 0{,}589n/(n-1)^{0,5}[Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]^{0,5} p_к \quad \text{для } \alpha > 1, \tag{2.45}$$

$$q_1 = 0.589n/(n-1)^{0,5}[\alpha Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]^{0,5} p_к \quad \text{для } \alpha \le 1. \tag{2.46}$$

Последние выражения получены с учетом связи $\beta = f(Hu)$

$$\beta = [A(n)]^{-1}[(n-1)/n]^{0,5}[Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]^{0,5}, \tag{2.47}$$

или приближенно

$$\beta = [1{,}7(n-1)^{0,5}/n]\cdot[Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]^{0,5}. \tag{2.48}$$

для $\alpha > 1$.

Для $\alpha \le 1{,}0$ можно получить аналогичное выражение:

$$\beta = [A(n)]^{-1}[(n-1)/n]^{0,5}[\alpha Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]^{0,5}, \tag{2.49}$$

или приближенно

$$\beta = [1{,}7(n-1)^{0,5}/n]\cdot[\alpha Hu/(1+\alpha K_{m.CT.})]^{0,5}. \tag{2.50}$$

В выражениях типа (2.49) и (2.50) не учитываются процессы диссоциации, что приводит к значительным погрешностям. Снижение погрешностей расчета возможно представлением выражений в безразмерном виде:

$$\frac{\beta}{\beta_{opt}} = \frac{A(n_{opt})}{A(n)}\left[\frac{(n-1)n_{opt}}{(n_{opt}-1)n}\frac{1+\alpha_{opt}K_{m.CT.}}{1+\alpha K_{m.CT.}}\right]^{0,5} \quad \text{для } \alpha > 1, \tag{2.51}$$

$$\frac{\beta}{\beta_{opt}} = \frac{A(n_{opt})}{A(n)}\left[\frac{(n-1)n_{opt}}{(n_{opt}-1)n}\frac{\alpha}{\alpha_{opt}}\frac{1+\alpha_{opt}K_{m.CT.}}{1+\alpha K_{m.CT.}}\right]^{0,5} \quad \text{для } \alpha \le 1. \tag{2.52}$$

Для определения удельных тепловых потоков в зоне первой «бочки» необходимо знать ее характерный поперечный размер. Для работы в атмосферных условиях критического сопла генератора радиус сечения первой «бочки» можно найти из (1.3)

$$r_б = r_{кр} n_в^{0,5} . \tag{2.53}$$

Тогда площадь поперечного сечения первой «бочки» определится выражением:

$$F_б = [2/(n+1)]^{1,2n/(n-1)}(p_к/p_н)^{1,2}F_{кр}, \tag{2.54}$$

а удельный тепловой поток с учетом (2.36):

$$q_2 = N / F_б = \left[n^2/(n-1)\right]\left[2/(n+1)\right]^{(1-0,2n)/(n-1)} p_н^{1,2} \beta p_к^{-0,2} \quad (2.55)$$

или с использованием (2.39):

$$q_2 = N / F_б = \left[n^2/(n-1)\right]\left[2/(n+1)\right]^{(1-0,2n)/(n-1)} p_н^{1,2} \beta p_к^{-0,2} \quad \text{для} \alpha > 1 \quad (2.56)$$

$$q_2 = A(n)\left[\frac{n}{(n-1)}\right]^{0,5}\left[\frac{n+1}{2}\right]^{1.2n/(n-1)}\left[\frac{\alpha Hu}{1+\alpha K_{т.СТ.}}\right]^{0,5} \mathrm{p}_н^{1,2} p_к^{-0,2} \quad \text{для} \alpha \le 1 \quad (2.57)$$

В области веерной полуограничено струи характерный радиус звукового участка /79, 112/

$$x_{зв} / r_{кр} = 2,85\sqrt{n_в} \ . \quad (2.58)$$

$$\text{или } F_{зв} = 8,1225\left[2/(n+1)\right]^{n/(n-1)} (F_{кр} / p_н) p_к \ , \quad (2.59)$$

тогда характерный удельный тепловой поток

$$q_{зв} = N / F_{звб} = 0,0427\left[n^2/(n-1)\right]\left[(n+1)/2\right]^{n/(n-1)} \beta p_к \ . \quad (2.60)$$

Подставляя в (2.59) выражение (2.48) и (2.50), получим:

для $\alpha > 1$

$$q_{зв} = 0,0725 \frac{n}{(n-1)^{0,5}}\left[\frac{n+1}{2}\right]^{n/(n-1)}\left[\frac{Hu}{1+\alpha K_{т.СТ.}}\right]^{0,5} \mathrm{p}_н \ , \quad (2.61)$$

и для $\alpha \le 1$

$$q_{зв} = 0,0725 \frac{n}{(n-1)^{0,5}}\left[\frac{n+1}{2}\right]^{n/(n-1)}\left[\frac{\alpha Hu}{1+\alpha K_{т.СТ.}}\right]^{0,5} \mathrm{p}_н \ . \quad (2.62)$$

Расчеты по выражениям (2.33)…(2.62) показывают, что наибольшими энергетическими возможностями обладает кислородно-водородное топливо, а энергетика ХГКПЭ определяется тремя группами факторов:

- Видом топлива (величина $K_{т.СТ.}$, низшая теплотворная способность топлива);
- Режимными параметрами (состав топливной композиции (α), давление в камере сгорания ($P_к$), температура ($T_{вх}$) и расход ($m_т$) топлива);
- давлением внешней среды ($P_Н$).

Наибольшими энергетическими возможностями обладает, как показали расчеты, их практически реализуемых, кислородно-водородное топливо. Его энергетические характеристики приведены на рис. 2.11 при постоянных давлениях в камере сгорания и окружающей среды. Коэффициент избытка окислителя оказывает на энергетику генератора значительное влияние, причем наиболее сильное – в зоне богатых смесей (α<1). Следует отметить, что максимальные значения как удельной мощности ($N / \dot{m}_T$), так и удельных тепловых потоков наблюдаются для кислородно-водородного топлива при α=0,7.

В дальнейшем этот режим используется как база для сравнения энергетики различных топливных композиций, а так же для сопоставления предельных возможностей ХГКПЭ с другими источниками энергии в технологиях. Сравнение удобно проводить в параметрах, отнесенных к указанному выше предельному режиму (обозначим последний индексом «пр»):

- относительная мощность:

$$\overline{N} = N / N_{пр} = A_1 / A_{1.пр} (\beta / \beta_{пр})^2 , \quad (2.63)$$

- относительный удельный тепловой поток через критическое сечение:

$$\overline{q}_1 = q_1 / q_{1.пр.} = A_1 / A_{1.пр} (\beta / \beta_{пр}) , \quad (2.64)$$

- относительный удельный тепловой поток в зоне первой «бочки»:

$$\overline{q}_2 = q_2 / q_{2.пр.} = A_2 / A_{2.пр} (\beta / \beta_{пр}) , \quad (2.65)$$

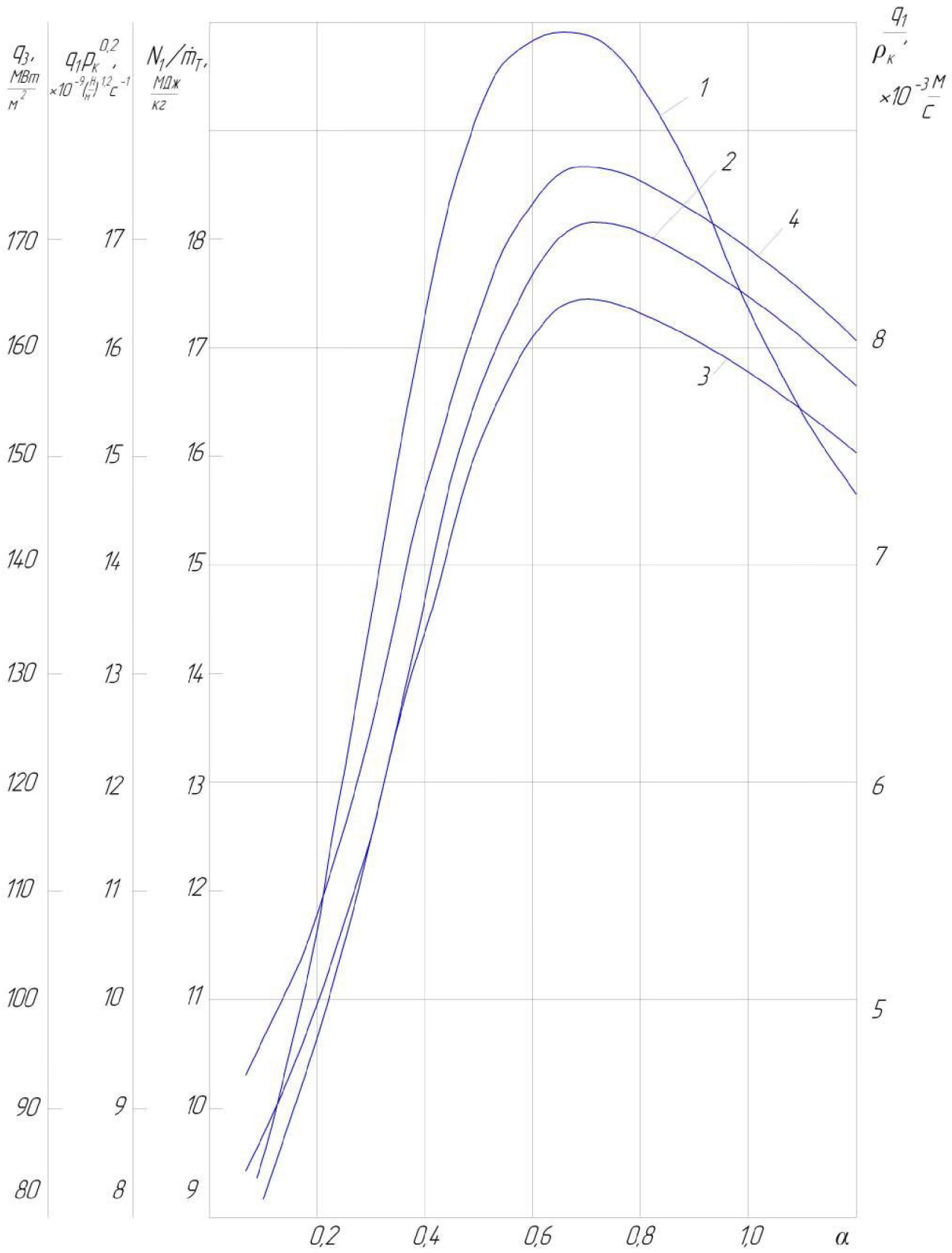


Рис. 2.11. Влияние состава кислородно-водородного топлива (α) на его энергетические возможности: мощность ($N / \dot{m}_T$) – зависимость 1, удельный тепловой поток (q_1 / p_K) – зависимость 2, $q_2 p_K^{0,2}$ - зависимость 3, q_3 - зависимость 4.

– относительный удельный тепловой поток через звуковой участок в зоне веерной струи:

$$\bar{q}_{зв} = q_{зв} / q_{зв.пр.} = A_3 / A_{3.пр.}(\beta / \beta_{пр}), \qquad (2.66)$$

где:

$$A_1 = [n/(n-1)]A^2(n), \quad A_2 = [n^2/(n-1)][2/(n+1)]^{(1-0,2n)/(n-1)},$$
$$A_3 = 0.0427[n^2/(n-1)][(n+1)/2]^{n/(n-1)}.$$

Связь этих комплексов с показателем политропы расширения приведена на рис. 2.12. Практически одинаковый характер протекания зависимостей $A_1=f(n)$, а значит, и соответствующих зависимостей от коэффициента избытка окислителя, приводит к образованию единого режима с максимальной энергетикой и по мощности, и по удельным тепловым потокам для большинства других топливных пар.

С учетом близкого оптимального режима по составу топлива для различных энергетических характеристик сопоставление эффективности топливных пар целесообразно проводить по величине удельного теплового потока в области звукового участка веерной полуограниченной струи (рис. 2.13). Это связано с тем, что теоретическое значение q_3 не зависит от таких режимных параметров, как $p_K, \dot{m}_T$, а определяется только давлением окружающей среды, которое в большинстве технологических процессов постоянно, составом топлива (α) и его видом ($K_{т.СТ.}$).

Кислородно-водородному топливу уступает по энергетике на 20...50% группа углеводородных горючих с кислородом в качестве окислителя. К ним примыкают такие горючие, как НДМГ, гидразин и, с несколько меньшей энергетикой, аммиак. Максимальные энергетические параметры достигаются у этой большой группы горючих в достаточно узком диапазоне α=0.7..1. При переходе на менее энергоемкий окислитель – воздух, энергетика топлива резко снижается (на 60...70% относительно H_2+O_2), а максимальная энергетика реализуется у всех рассмотренных видов топлив при α=1. Промежуточное положение по энергетике занимает топливо: природный газ и воздух, обогащенный кислородом, однако оптимальный режим реализуется у него также при α=1. Это связано с более низким уровнем температур у горючих, реагирующих с воздухом (см. рис. 2.8), при котором диссоциация еще не играет существенной роли.

В технологических процессах широко используются в качестве источников концентрированных потоков энергии следующие:

– электросварочная дуга (ЭСД);
– электронный луч (ЭЛ);
– электродуговая плазменная струя (ЭПС);
– луч лазера (ЛЛ);
– газовое пламя (ГП).

Их энергетические характеристики приведены в табл. 2.4 /130/.

По мощности ГСС на кислородно-водородном топливе уже при расходах $\dot{m}_T > 10 г/с$ превосходят все перечисленные источники (рис. 2.14).

Мощность, соизмеряемая с электронным лучом и электроплазменной струей, но существенно превышающая мощность луча лазера и газового пламени, достигается в ХГКПЭ даже на сравнительно низкоэнергетическом топливе пропан

+ воздух уже при расходе $\dot{m}_T = 12 г/с$. Причем, в расчетах учитывалась только энергия, выделяемая в камере сгорания. Если учесть возможность дополнительного выделения энергии при догорании избыточного горючего в струе продуктов сгорания за счет окисления воздухом, то мощность еще более возрастет, т. к. оптимальные по энергетике режимы лежат в диапазоне α=0,7...1,0.

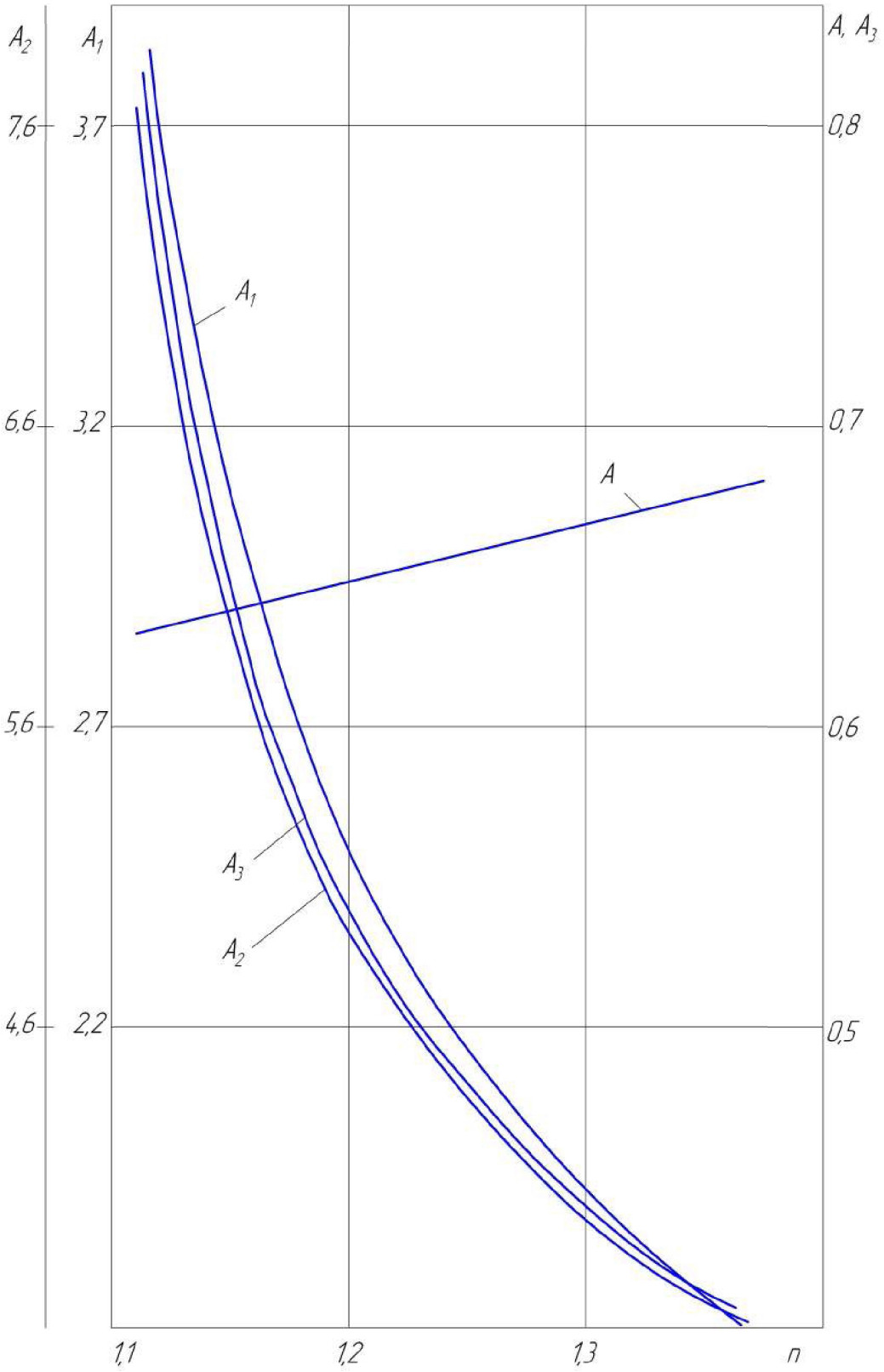


Рис. 2.12. Влияние показателя политропы расширения на энергетику продуктов сгорания

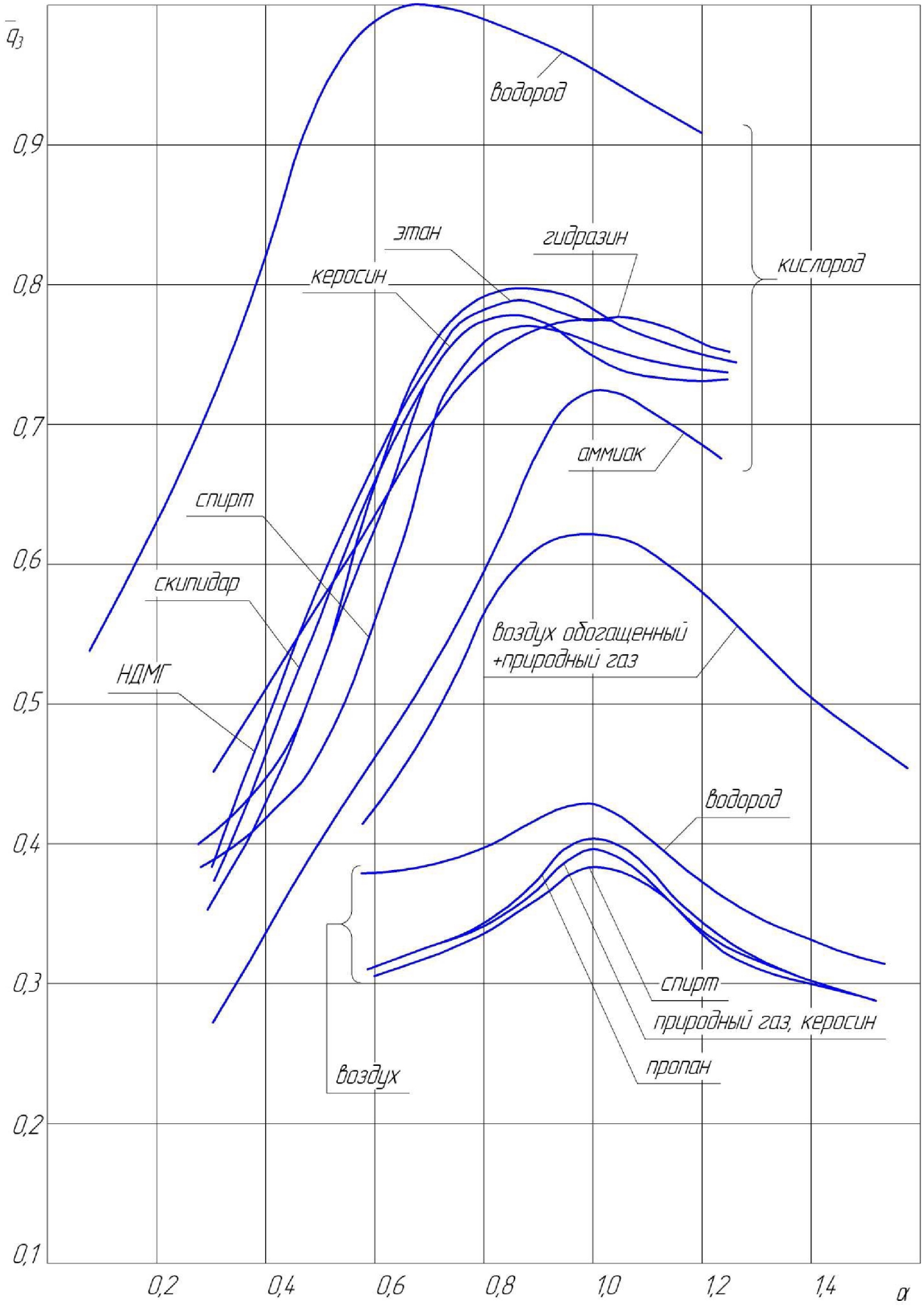


Рис. 2.13. Энергетические возможности ХГКПЭ *на различных топливах*

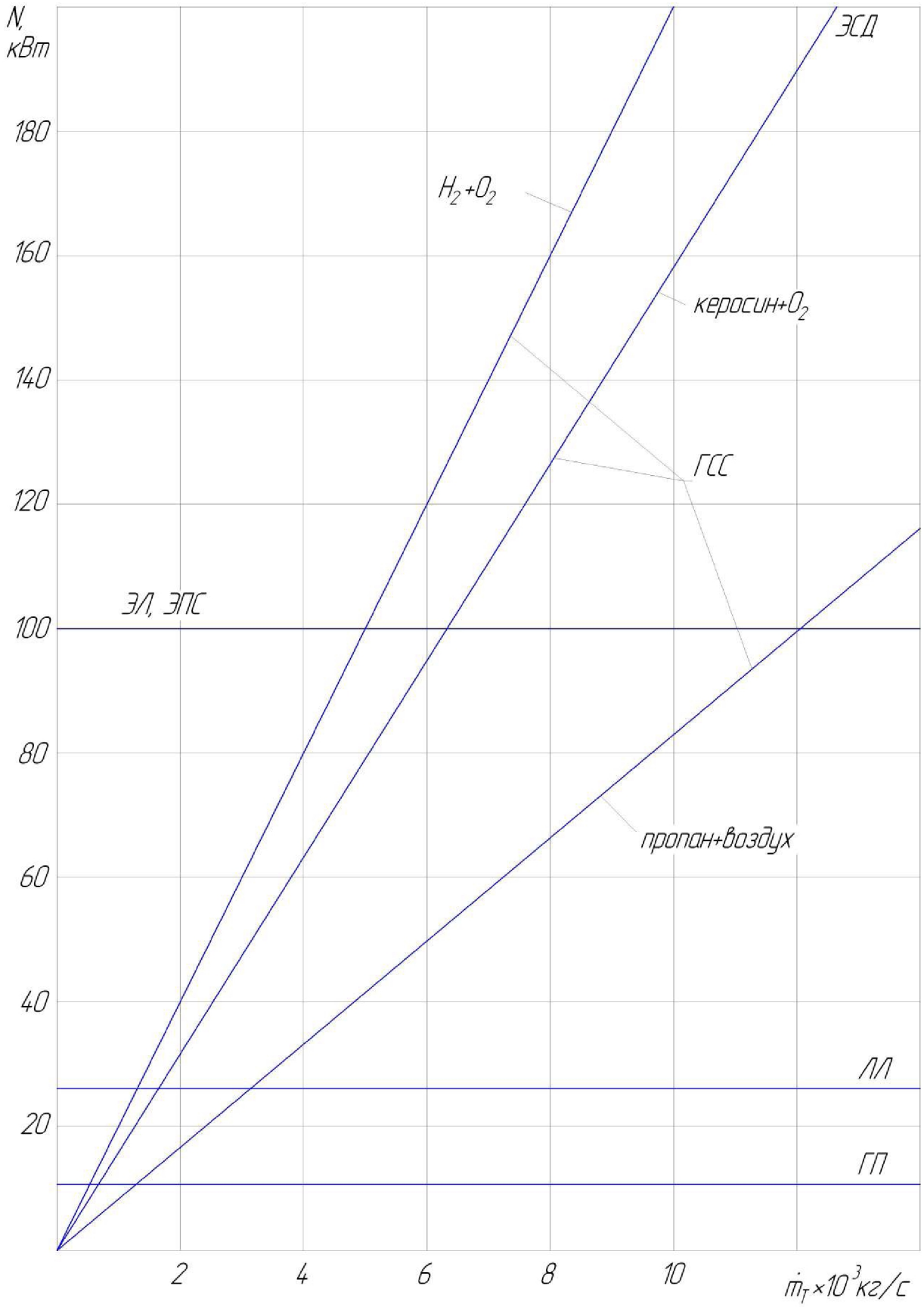


Рис. 2.14 Зависимость ХГКПЭ *от расхода топлива. ЭСД – электросварочная дуга, ЭЛ – электронный луч, ЭПС – электроплазменная струя, ЛЛ – луч лазера, ГП – газовое пламя.*

Таблица 2.4

Источник нагрева	Мощность, кВт		Концентрация мощности, МВт/м^2		Эффективный КПД нагрева
	max	min	max	min	
Газовое пламя	10	0,1	6	2	0,55
Электросварочная дуга	200	0,05	400	5	0,75
Электродуговая плазменная струя	100	1,0	1000	5	0,30
Электронный луч	100	0,01	10^5	5	0,85
Луч лазера	25	0,01	10^8	1	0,05

В соответствии с приведенной на рис. 2. 14 номограммой и учетом особенностей рабочего процесса, изготовления, эксплуатации и областей применения, можно условно выделить пять характерных групп ГСС (табл. 2.5). Нижний предел $\dot{m}_T$ указан для топлива H_2+O_2, а верхний для топлива пропан + воздух.

По максимальной концентрации энергии в струе продуктов сгорания (критическое сечение) ХГКПЭ уступают только лучу лазера и электронному лучу (рис. 2.15). Величина удельного теплового потока в критическом сечении генератора увеличивается пропорционально давлению в камере сгорания на сверхкритических режимах – рабочая область ХГКПЭ. В области докритических режимов величина q_1 резко падает с уменьшением p_K в связи с уменьшением скорости ниже звуковой в минимальном сечении.

Таблица 2.5

Параметры Обозначение	N, кВт	q_1, Мвт/м^2	$\dot{m}_T$, г/с
1 группа, микро	0...10	10...2500	0...1
2 группа, малые	10...40	700...4200	0,5...5
3 группа, средние	40...100	1000...6000	2...12
4 группа, мощные	100...200	1400...8500	5...24
5 группа, супермощные	более 200	более 1700...10000	более 10...24

Существенно менее выражена связь удельного теплового потока в прямом скачке (q_2) от p_K или степени нерасчетности струи (n_a). При $n_a=1$ величины q_1 и q_2 одинаковы, т. к. прямой скачок входит в критическое сечение. С увеличением степени нерасчетности растет мощность струи, но она распределяется на все большую площадь прямого скачка и величина теплового потока q_2 незначительно падает. И, наконец, величина удельного теплового потока на площади звукового участка веерной струи, образующейся при ее контакте с нормальным препятствием, существенно меньше величины q_1 и q_2, и не зависит от степени нерасчетности струи.

В зависимости от вида технологического процесса, использующего ХГКПЭ, в качестве целевой функции может выступать одна из перечисленных энергетических характеристик или производные от них.

Сопоставляя экстенсивные (мощность N) и интенсивные (удельные тепловые потоки) предельные характеристики различных ХГКПЭ, приведенные в табл. 2.4 и 2.5, можно выделить характерные энергетические области функционирования этих устройств (рис. 2.16). Энергетика ХГКПЭ существенно расширяет возможности применения концентрированных потоков энергии в технологических процессах. Первая группа ХГКПЭ соответствует по мощности газовому пламени, однако по концентрации энергии на несколько порядков превышает его возможности. Это позволяет использовать первую и примыкающую к ней вторую группу ГСС для резки тонколистовых и листовых алюминиевых, магниевых, легированных сплавов, т. е. Материалов, не поддающихся традиционной газопламенной обработке. Третья и четвертая группы ХГКПЭ отвечает по мощности электродуговой плазменной струе и электросварочный дуге соответственно, также превышая эти способы по концентрации энергии. И, наконец, пятая группа химических генераторов превышая по мощности все известные способы, приближается по концентрации энергии к электронному лучу.

Основные этапы преобразования энергии топлива, присущие ХГКПЭ независимо от конкретной области их использования показаны на рис. 2.17. Процесс 1 осуществляется в камере сгорания газогенератора, процессы 2...4 в той или иной степени реализуются при ускорении газового потока в сопле, а затем в истекающей из него струе продуктов сгорания, транспортирующей их энергию к объекту воздействия. И, наконец, некоторая часть химической энергии рабочего тела остается в продуктах сгорания, истекающих из сопла генератора (процесс 5).

В зависимости от технологического процесса эффективность применения в нем ХГКПЭ определяется, преимущественно, одним или несколькими видами энергий, образующимися в результате протекания процессов 2...5. Например, для резки материалов определяющими являются процессы 2, 3, при использовании ХГКПЭ в качестве ракетного двигателя – процесс 2, в качестве генератора акустических колебаний – процесс 4, в качестве источника рабочего тела, регулируемого состава – процесс 5, в качестве устройства для напыления – процессы 2,3 и т. д. Такой подход требует определения параметров как самого генератора, так и условий преобразования топлива на нем, ответственных за тот или иной вид энергии с учетом потерь, имеющих место на всех стадиях ее преобразования. Под потерями будем понимать те энергетические преобразования, которые не вошли в перечисленные процессы 2...5. В то же время при решении конкретной технологической задачи в разряд потерь могут перейти и некоторые процессы 2...5. Это позволяет при проектировании ХГКПЭ формировать целевую функцию в зависимости от области его применения.

Источником энергетических возможностей ХГКПЭ является химическая энергия топлива, определяющая располагаемую тепловую мощность генератора. Приближенно ее можно рассчитать по выражениям (2.36)...(2.40) или, более точно, используя результаты термодинамического расчета и термодинамические свойства индивидуальных веществ. В последнем случае термодинамическая массовая энтальпия j-ой точки может быть рассчитана по выражению:

$$i_j = \left(\sum_{j=1}^{k} i_{\mu \cdot i^{298.15}} r_i \right) / \mu_j , \qquad (2.67)$$

а химическая энергия

$$x_j = \left(\sum_{j=1}^{k} \Delta H_{(ок,г;298,15)i} \; r_i \right) / \mu_j , \qquad (2.68)$$

где r_i – мольная доля i-ого химического элемента в продуктах сгорания,
μ_j – молярная масса продуктов сгорания в j-ой точке,
$i_{\mu \cdot i}^{298.15}$, $\Delta H_{(ок,г;298,15)i}$ – мольные энтальпия и химическая энергия химического элемента.

Следует отметить, что при $\alpha<1$ в продуктах сгорания содержится не прореагировавшее горючее, которое может дать дополнительную энергию при дожигании в окружающем воздухе. Используя выражение (2.3) можно найти количество воздуха, которое может прореагировать с не сгоревшим в камере горючим:

$$\dot{m}_в / \dot{m}_T = \left[(1-\alpha) / (1+\alpha K_{m.CT}^0 \right] K_{m.CT}^в , \qquad (2.69)$$

а затем энергию, которая может выделиться при дожигании:

$$N_Д / \dot{m}_T = A_1 \beta_{в(\alpha=1)}^2 \left[(1+K_{m.CT}^в) / (1+\alpha K_{m.CT}^0 \right] (1-\alpha) \qquad (2.70)$$

На рис. 2.18 приведены результаты расчетов энергетики струи продуктов сгорания кислородно0водородного топлива. При $\alpha<0.3$ энергия, которая может быть реализована при дожигании (кривая 2), становится соизмеримой с энергией, выделяемой в камере сгорания (кривая 1). Однако, энергию дожигания, рассчитанную по (2.70), следует рассматривать как предельную. Реальное выделение энергии зависит от условий взаимодействия струи продуктов сгорания с окружающим воздухом.

Кинетическая энергия единицы массы рабочего тела в j-ой точке процесса можно определить выражением:

$$N_{кин} / \dot{m}_T = w_j^2 / 2, \qquad (2.71)$$

потенциальную:

$$N_{пот} / \dot{m}_T = p_j / \rho_j = R_\mu T_j / \mu_j . \qquad (2.72)$$

Оставшаяся часть представляет собой внутреннюю энергию продуктов сгорания. В критическом сечении она составляет большую часть располагаемой тепловой мощности генератора (рис. 2.18, 2.19 здесь $\overline{N} = N_{кин} / N$; $N_{пот} / N$ и т.д.) уменьшаясь с увеличением степени расширения струи.

Часть кинетической энергии струи расходуется на создание акустических колебаний в окружающей среде. В /94/ показано, что при подогреве струй уровни дискретных составляющих в акустическом спектре уменьшаются и, для каждого значения нерасчетности сопла (n_a), при определенной температуре рабочего тела (T_a) исчезают. Это позволяет в характерном для ХГКПЭ диапазоне n_a, T_a для расчета акустической мощности использовать формулу

$$N_{ак} = 0{,}7 \cdot 10^{-4} \rho_p w_p^8 F_p a_н^{-5}, \qquad (2.73)$$

где ρ_P, ω_P – плотность и скорость струи при полном расширении,
F_p – площадь струи при полном расширении,
a_H – скорость звука в окружающей среде.

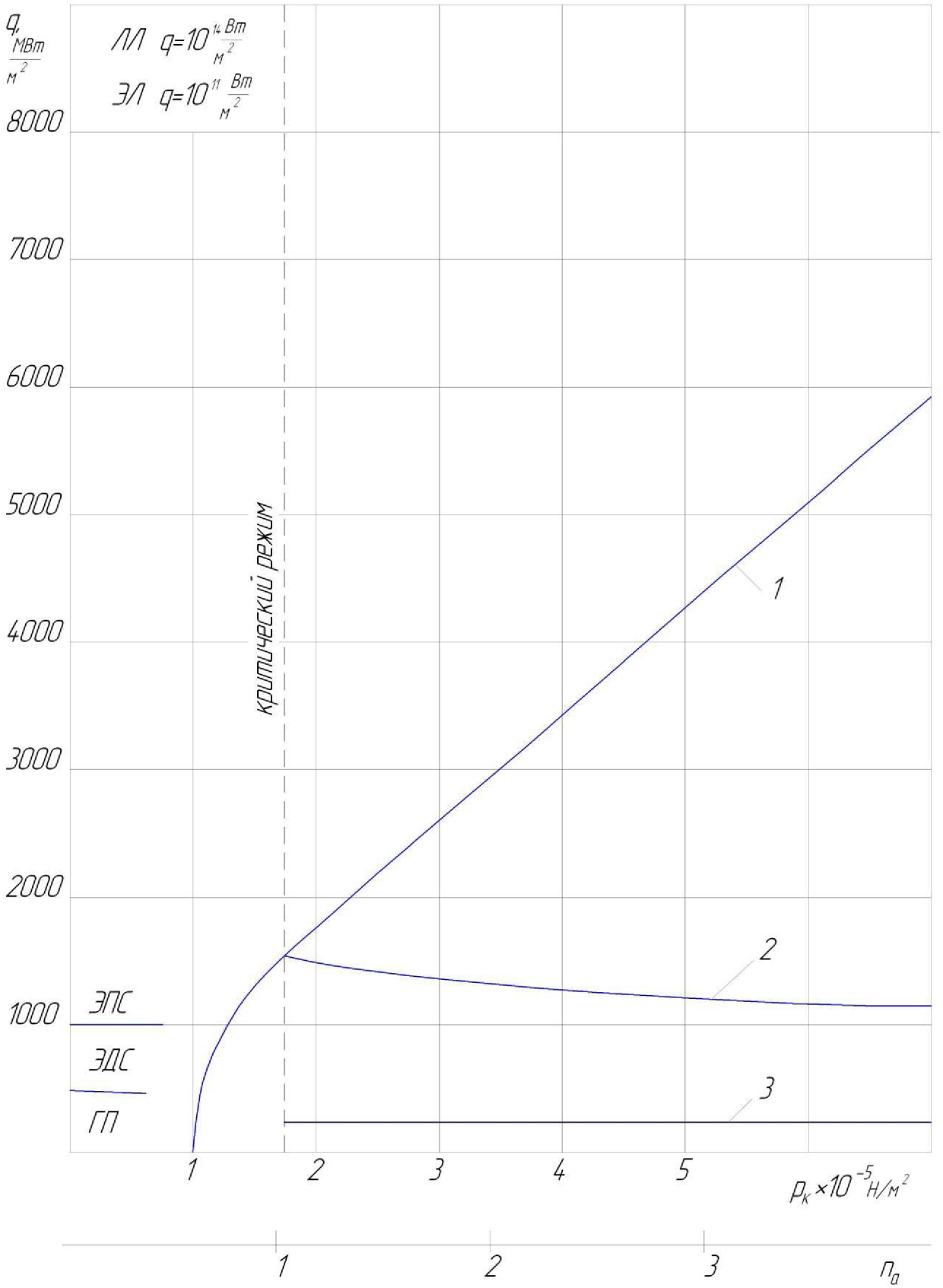


Рис. 2.15. Зависимость удельного теплового потока от давления в камере сгорания ХГКПЭ *на* $H_2 + O_2$ *(1 – в критическом сечении, 2 – в прямом скачке, 3 – на звуковом участке веерной струи). Предельные уровни удельных тепловых потоков ГП, ЭСД, ЭПС, ЭЛ, ЛЛ.*

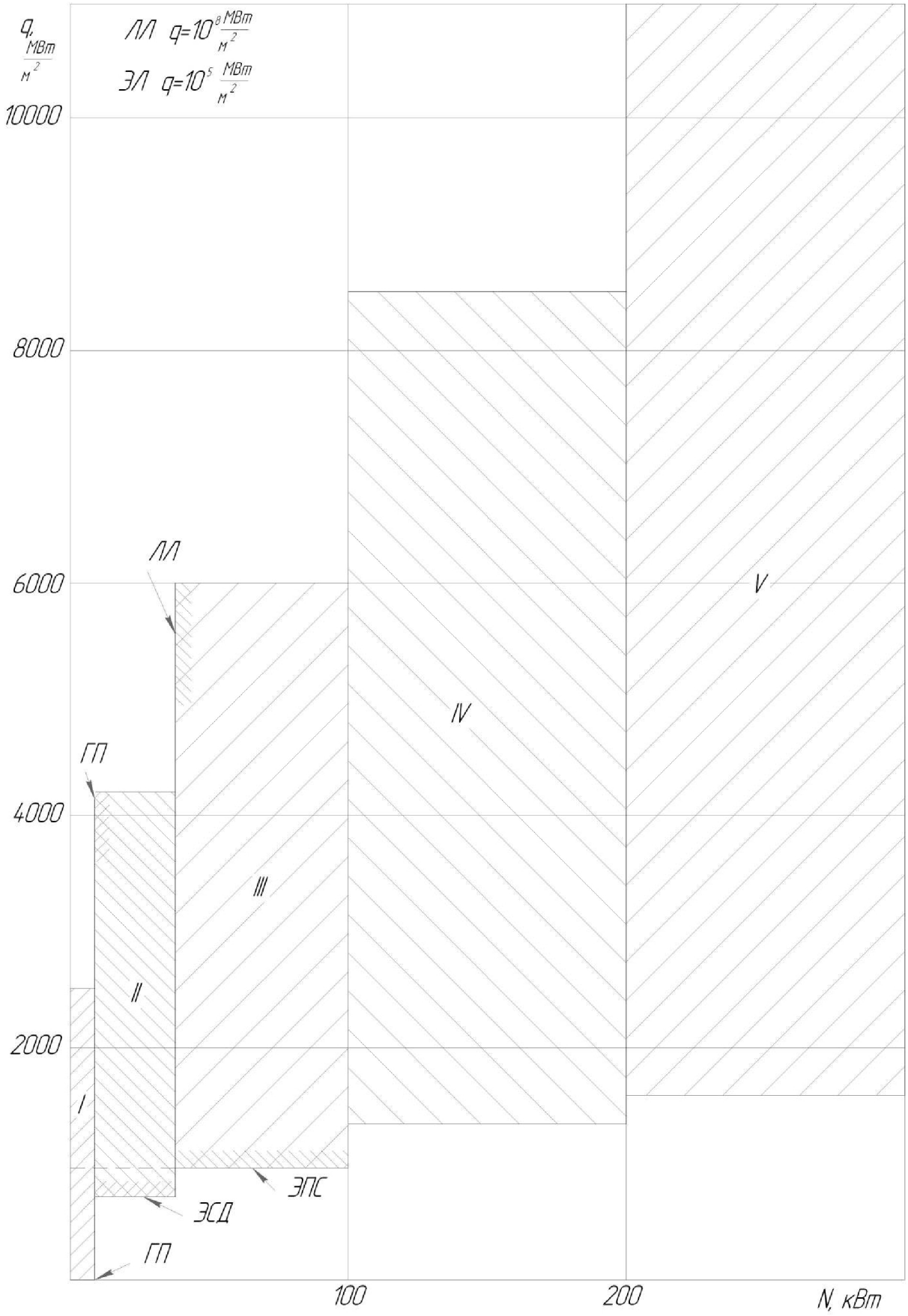


Рис. 2.16. Предельные характеристики различных ХГКПЭ

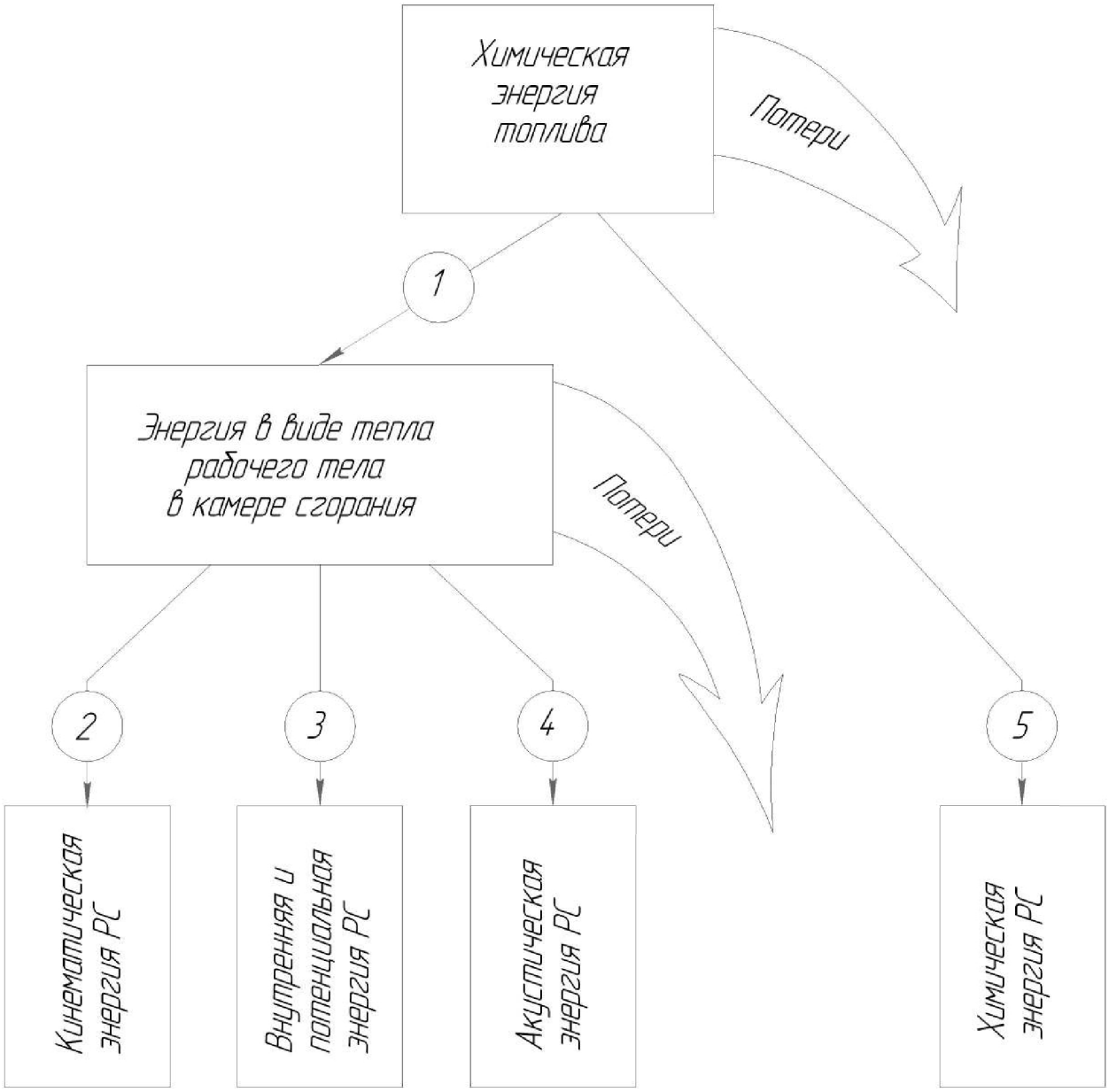


Рис. 2.17. Основные этапы преобразования энергии в ХГКПЭ.

С учетом уравнения неразрывности и соотношения $w_p = w_{кр}\lambda_p$ можно записать:

$$N_{ак} / \dot{m}_T = 0{,}7 \cdot 10^{-4} d_н^{-5} w_{кр}^7 \lambda_p^7 \qquad (2.74)$$

где λ_P – коэффициент скорости при полном расширении,

$w_{кр}$ – критическая скорость потока.

Акустическая мощность составляет незначительную часть располагаемой тепловой мощности трансзвуковой струи (рис. 2.20), уменьшаясь с увеличением α и увеличиваясь пропорционально расходу топлива.

Тем не менее, уровень шума струи продуктов сгорания при расходах 3...5 г/с составляет 110 Дб для α = 0,3.

Оценка энергетического баланса продуктов сгорания определяет возможность формирования целевой функции лишь в рамках идеального (без потерь) генератора.

Для газообразного топлива преобразование химической энергии в тепло в камере сгорания при непрерывной работе генератора определяется процессом диффузионного горения, т. е. Смесеобразованием компонентов топлива. Чем качественнее проведено смесеобразование, тем полнее химическая энергия топлива перейдет в тепло в камере сгорания, а значит и в остальные виды энергии, реализуемые в процессах 2...4, тем меньше окажется химическая энергия струи (процесс 5), тем меньше потери. В процессе 1 это прежде всего потери на неоднородность состава топлива в поперечном сечении камеры сгорания, потери на неадиабатность и потери на неполноту смешения. Опыт развития ракетной техники показывает, что уровень этих потерь возрастает с уменьшением размерности генератора и может достигать 20..40%.

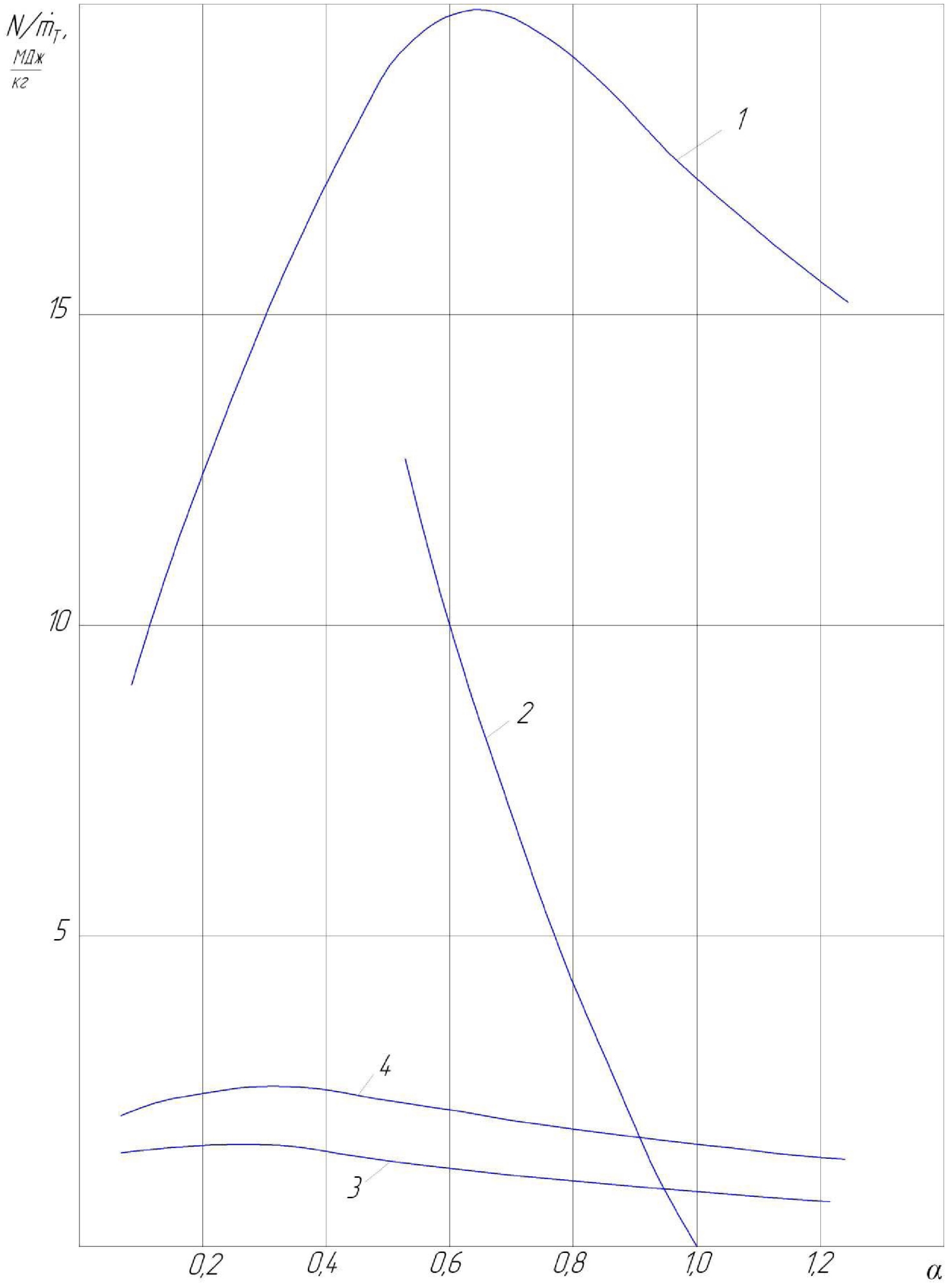


Рис. 2.18. Энергетика трансзвуковой струи продуктов сгорания кислородно-водородного топлива, 1 – располагаемая энергия, 2 – энергия дожигания горючего в воздухе, 3 - кинетическая энергия струи, 4 – потенциальная энергия

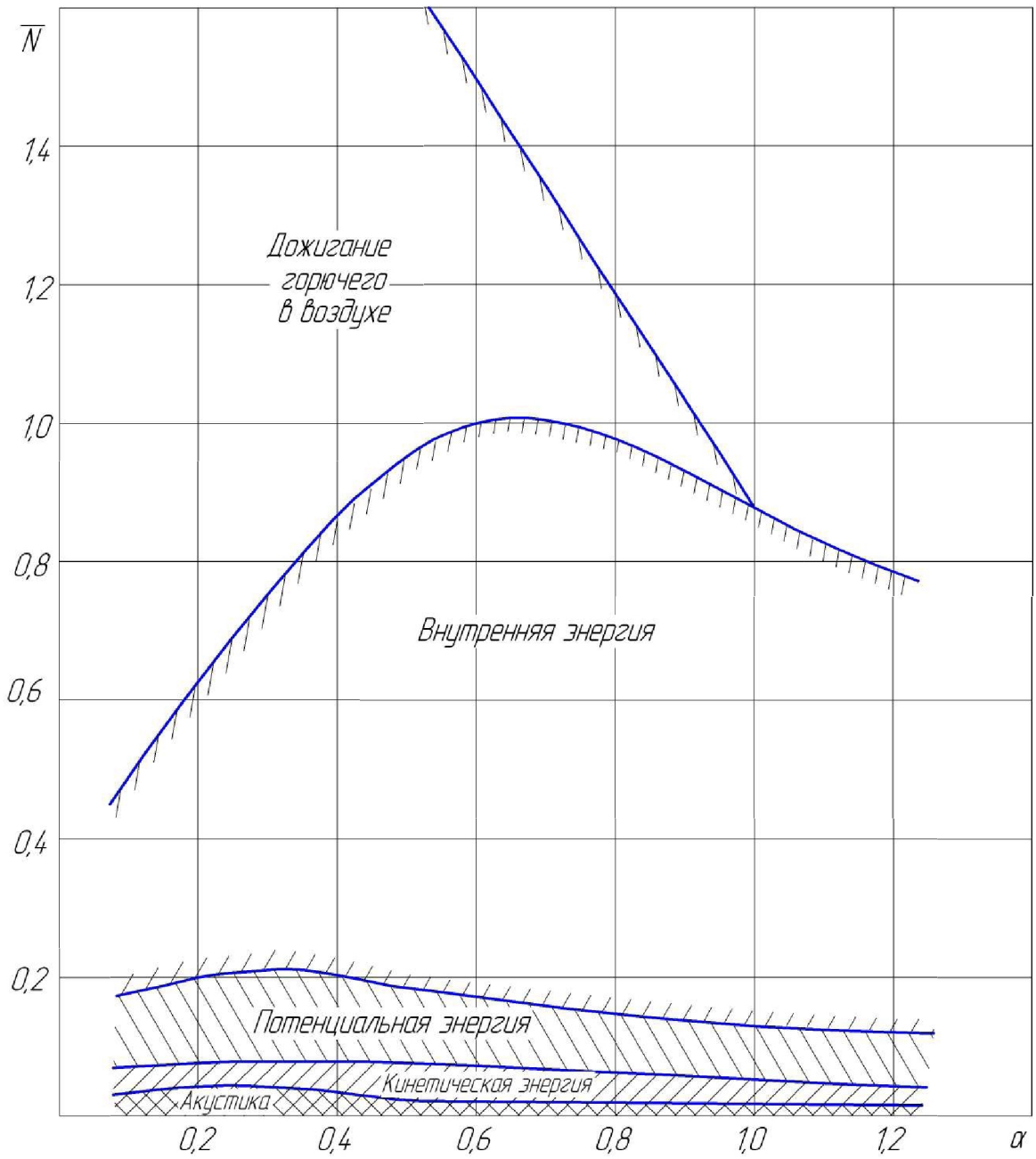


Рис. 2.19. Энергетический баланс трансзвуковой струи продуктов сгорания.

В значительной степени смесеобразование определяет и эффективность протекания процессов 2...4, т. к. формирует пристеночный слой, от состава которого, в свою очередь, зависят потери на трение в сопле, дожигание и другие потери. Причем, условия реализации предельных возможностей топлив определяются, помимо наличия потерь в реальном рабочем процессе, также условиями воспламенения несамовоспламеняющихся топлив.

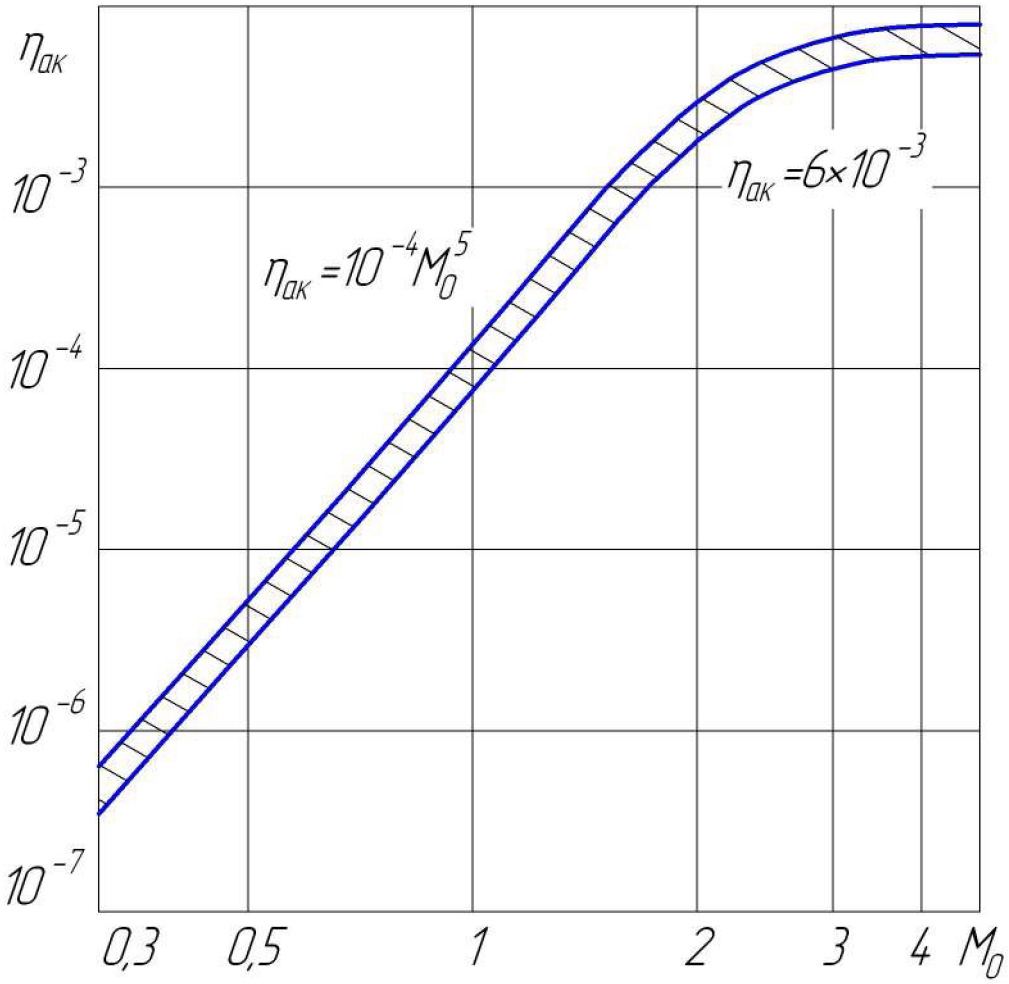


Рис. 2.20 Зависимость акустического к.п.д. от скорости струи

2.4 Особенности воспламенения газовых смесей электрической искрой

В настоящее время существует ряд теорий воспламенения горючих смесей электрической искрой. Из них наиболее разработаны тепловая и электрическая.

В искре создаются высокие температуры и, кроме того, происходит образование ионов, электронов, радикалов и другие явления, обусловленные протеканием электрического тока в газе. На процесс воспламенения влияют как тепловые, так и электрические явления, протекающие в искровом разряде. Как показывают данные исследований, основную роль при воспламенении обычно играют тепловые процессы /83, 155/. Соотношения, полученные в рамках тепловой теории зажигания, позволяют определять влияние на минимальную энергию искры, обеспечивающую надежное воспламенение, большинства факторов, имеющих важное значение в малоразмерных газогенераторах.

Одно из подобных соотношений для минимальной энергии воспламенения Q_{min} получено в /109/:

$$Q_{\min} = \left(a^2 \lambda^3 / C_P^2 \rho_O^2 U_O^3\right)\left(T_П - T_O\right) \qquad (2.75)$$

где λ – среднее значение коэффициента теплопроводности,
C_P – средняя теплоемкость при постоянном давлении,
ρ_C – плотность горючей смеси,
U_O – скорость ламинарного адиабатического пламени,

$T_П$ – адиабатическая температура пламени,
T_O - температура горючей смеси,
a≈40 – константа, слабо зависящая от условий реализации воспламенения.

Соотношение (2.75) хорошо описывает зависимость минимальной энергии от температуры давления и состава воспламеняемой смеси /109/. Однако, для его использования при анализе малоразмерных газогенераторов, необходимо все входящие в (2.75) факторы выразить через параметры, характеризующие рабочий процесс ХГКПЭ.

Теплоемкость в условиях, характерных для генераторов, можно считать практически не зависящей от температуры и давления воспламеняемой смеси. Однако, она зависит от соотношения в топливе горючего и окислителя тем сильнее, чем больше различие в теплоемкостях горючего и окислителя. В первом приближении для большинства топлив этой зависимостью можно пренебречь. Таким образом, можно принять, что:

$$C_P = const \tag{2.76}$$

Коэффициент теплопроводности для условий малоразмерных газогенераторов можно считать не зависящим от давления. Кроме того, для большинства топлив, в первом приближении можно пренебречь зависимостью λ от соотношения компонентов топлива /38/. При таких допущениях основное влияние на коэффициент теплопроводности оказывает температура горючей смеси /35, 145/. В первом приближении можно принять

$$\lambda \sim T_O, \tag{2.77}$$

а плотность смеси определить соотношением:

$$\rho_O = p_O \mu / R_\mu T_O \tag{2.78}$$

где p_O – давление горючей смеси,
R_μ – универсальная газовая постоянная,
μ – средняя молярная масса смеси.

Скорость ламинарного адиабатического пламени увеличивается с уменьшением давления и ростом температуры

$$U_O \sim I / p_O^n, \tag{2.79}$$

$$U_O \sim T_O^m, \tag{2.80}$$

а значит

$$U_O \sim U_O(\alpha)\left[T_O^m / p_O^n\right], \tag{2.81}$$

где $U_O(\alpha)$ – скорость пламени при нормальных условиях для данного значения коэффициента избытка окислителя.

С учетом (2.75), (2.76), (2.77), (2.81) соотношение для минимальной энергии воспламенения можно записать в виде:

$$Q_{\min} \sim (T_n - T_O)\mu / T_O^{3m-5} p_O^{2-3n} U_O^3(\alpha) \tag{2.82}$$

В первом приближении можно принять m = 1,75, n = 0,22. Тогда

$$Q_{\min} \sim (T_n - T_O)\mu / T_O^{0,25} p_O^{1,34} U_O^3(\alpha) \tag{2.83}$$

Соотношение (2.83) показывает характер влияния на минимальную энергию воспламенения температуры, давления и состава горючей смеси /113/. Видно, что Q_{min} уменьшается с ростом давления, что соответствует экспериментальным зависимостям рис. 2.21 полученным для различных топлив.

Функциональная зависимость минимальной энергии воспламенения от температуры, как следует из (2.80), имеет сложный вид

$$Q_{\min} \sim (T_n - T_O) / T_O^{0,25} \qquad (2.84)$$

Однако, при условии эксплуатации малоразмерных газогенераторов $T_n > T_o$. Поэтому изменение T_o практически не будет сказываться на величине числителя выражения (2.84). Следовательно, с ростом температуры, минимальная энергия будет уменьшаться, что и видно из экспериментальных зависимостей (рис. 2.22).

Как следует из (2.38), в первом приближении можно считать, что коэффициент избытка окислителя оказывает влияние на минимальную энергию воспламенения только через скорость пламени:

$$Q_{\min} \sim 1 / U_O^3(\alpha) \qquad (2.85)$$

Так как скорость пламени имеет максимум (рис. 2.23) /151/, то минимальная энергия воспламенения должна иметь минимум при изменении α, что и показывают данные экспериментов (рис. 2.24) /151/ для различных топлив.

Соотношение (2.83) для минимальной энергии воспламенения не учитывает влияния отвода тепла из зоны воспламенения в электроды искровой свечи, а также аэродинамику газа, т. е. tго турбулентность, скорость и ряд других факторов.

Влияние электродов на минимальную энергию воспламенения может быть весьма существенным (рис. 2.25) /77/. Материал электродов практически не влияет на энергию воспламенения /77/. В то же время увеличение расстояния между электродами d и изменение их формы может значительно увеличить минимальную энергию. На рис. 2.25 кривая 1 получена для метано-воздушной смеси при двух плоских электродах в виде фланцев, кривая 2 – один электрод плоский фланец, другой электрод – шарик диаметром 1,59 мм, кривая 3 – форма электродов та же, что и во втором случае, но полярность напряжения на электродах обратная. Как видно, минимальная энергия для электродов различной формы совпадает до некоторого критического значения искрового промежутка. Критическое расстояние при этом оказывается равным расстоянию гашения, т. е. Минимальному размеру прямоугольного отверстия, через которое еще может проходить пламя. Расстояние горения и, соответственно, критическое расстояние для электродов свечи зависят от соотношения компонентов и имеют ярко выраженный минимум около стехиометрического соотношения компонентов (рис. 2.26) /77/. С увеличением температуры газовой смеси критическое расстояние уменьшается.

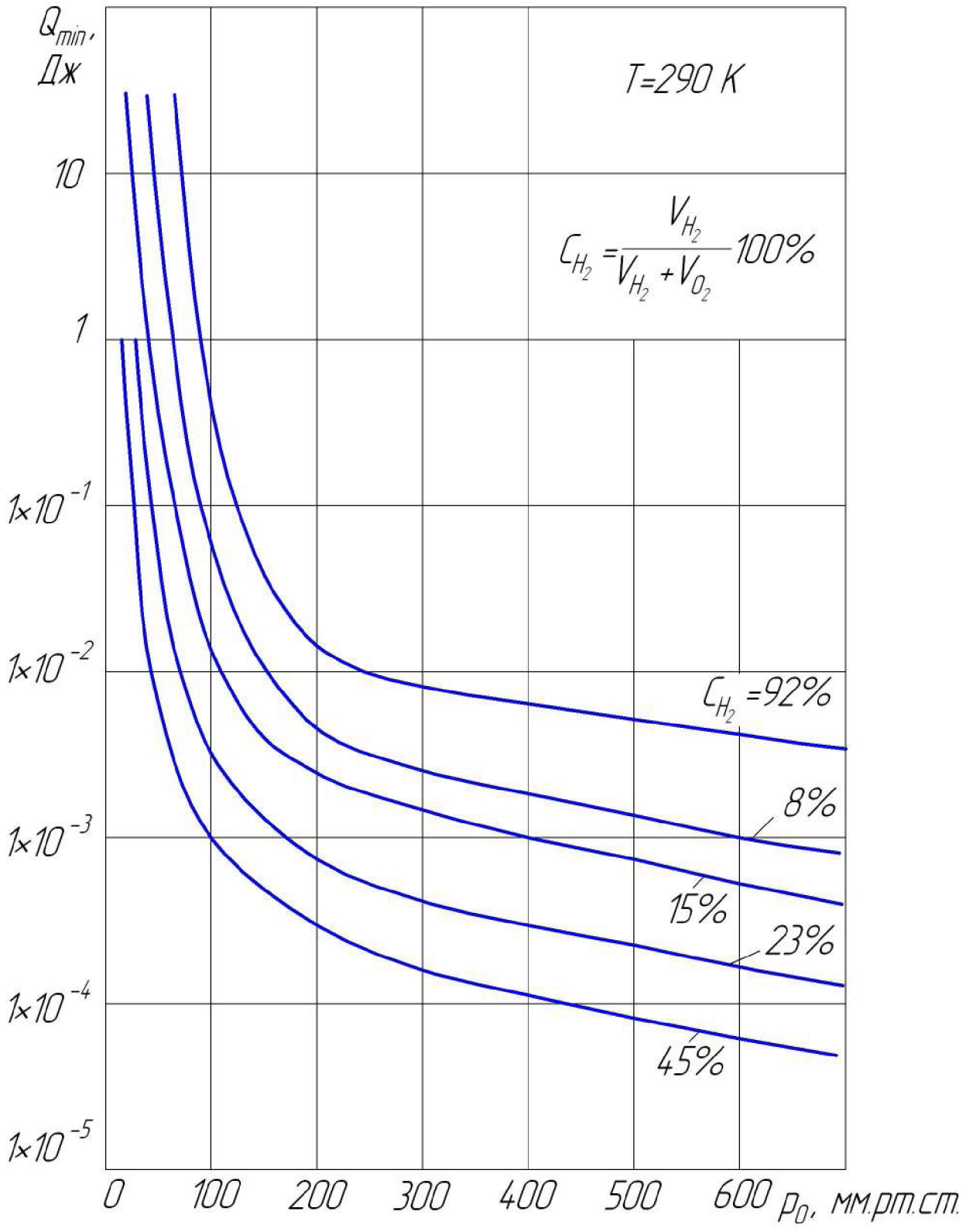


Рис. 2.21. Зависимость минимальной энергии воспламенение от давления для топлива кислород + водород

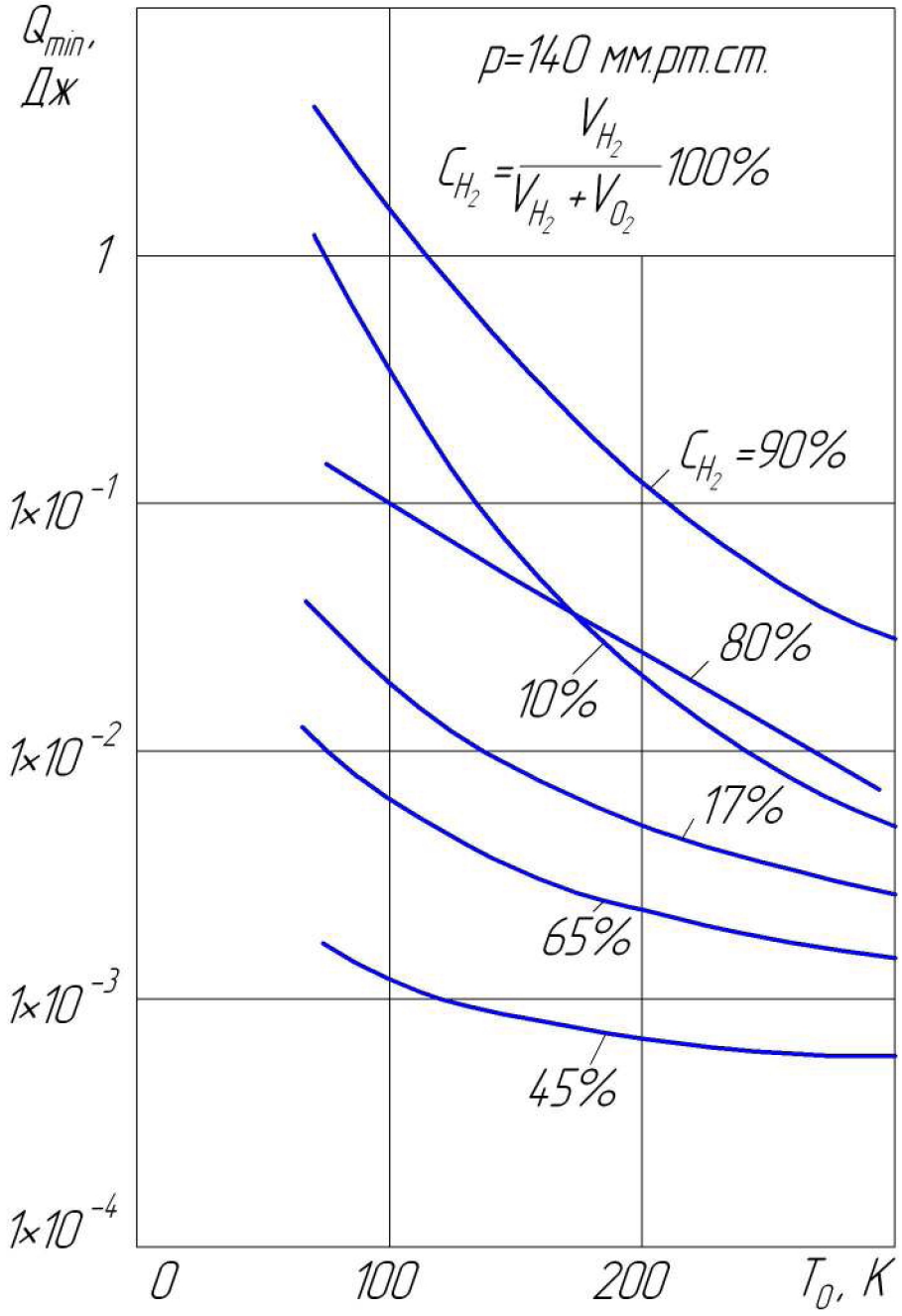


Рис. 2.22. Зависимость минимальной энергии воспламенение от температуры для топлива кислород + водород

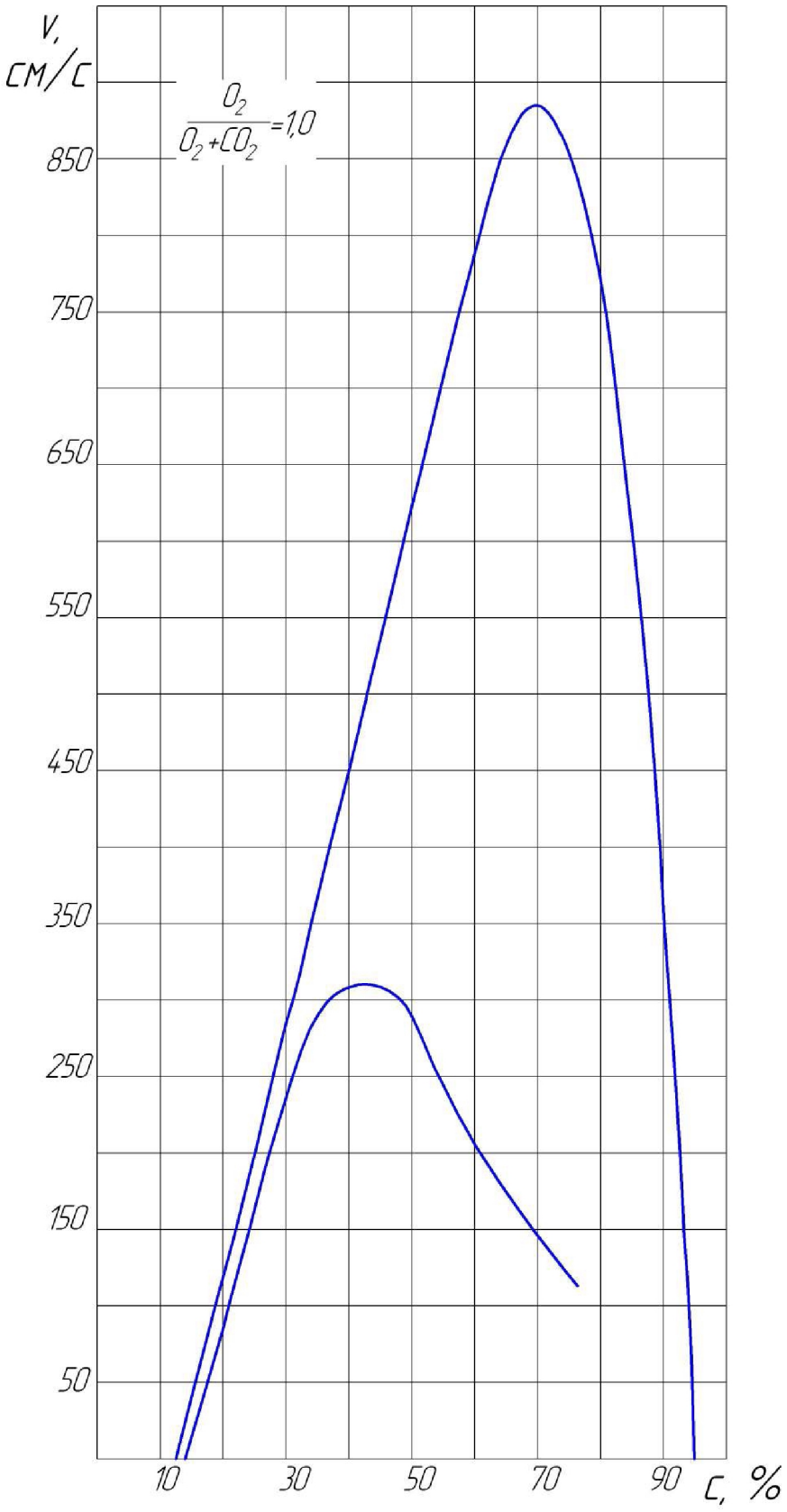


Рис. 2.23. Скорости горения смесей водорода с кислородом (кривая – 1) и воздухом (кривая -2) при комнатной температуре и давлении (С – концентрация водорода в объем.%)

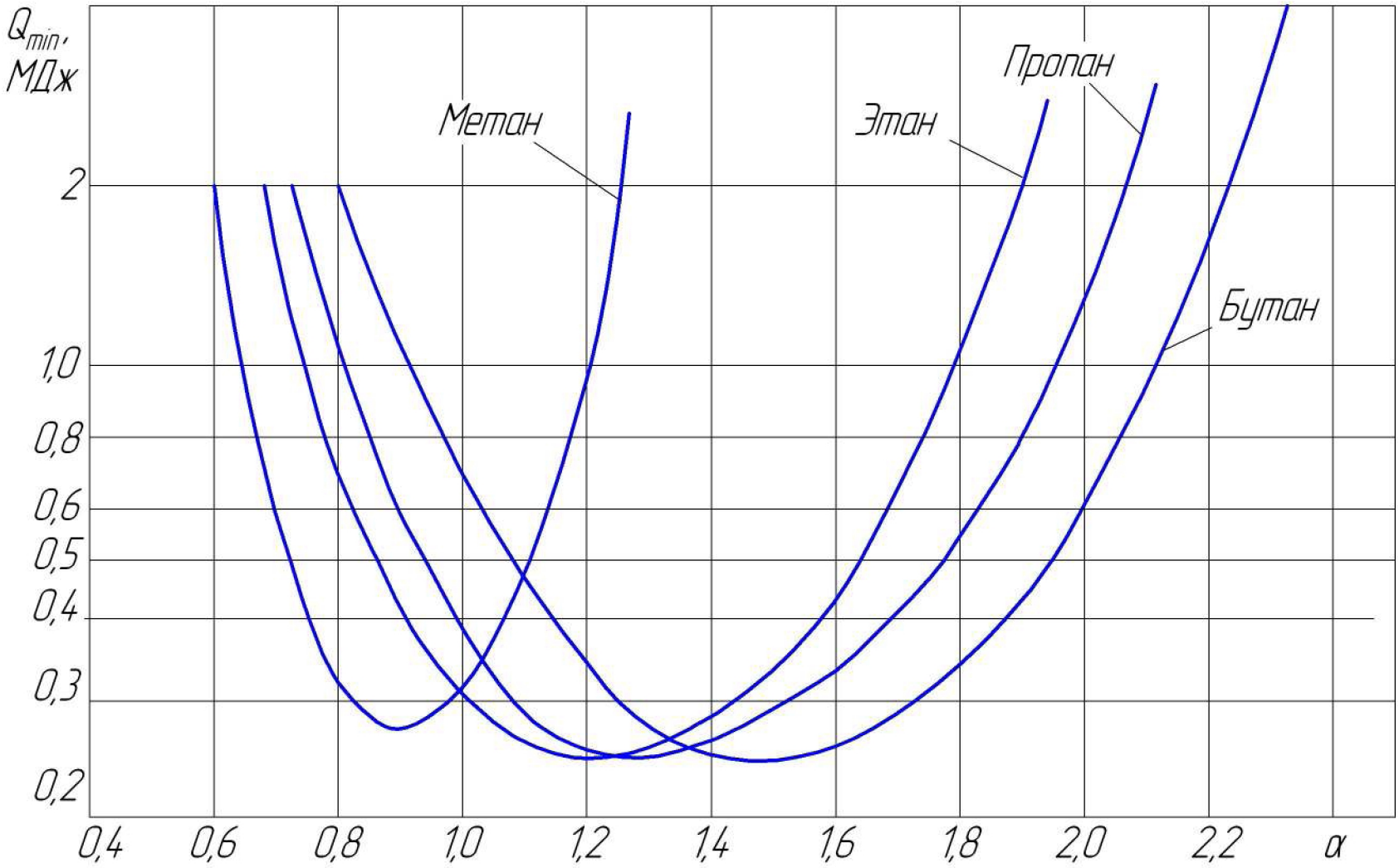


Рис. 2.24 Минимальные энергии зажигания для смесей горючих газов с воздухом.

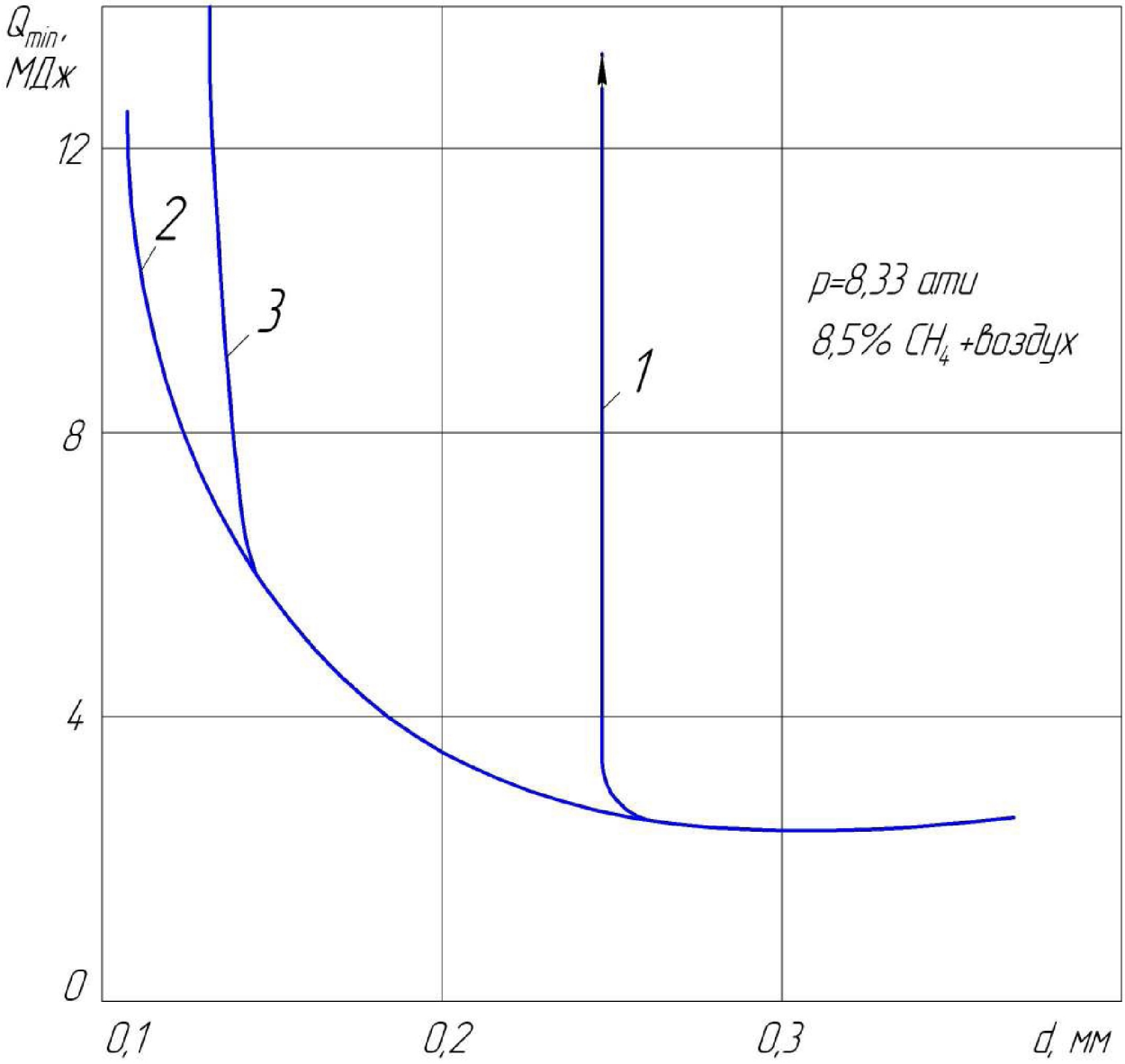


Рис. 2.25. Зависимость минимальной энергии воспламенения от расстояния между электродами.

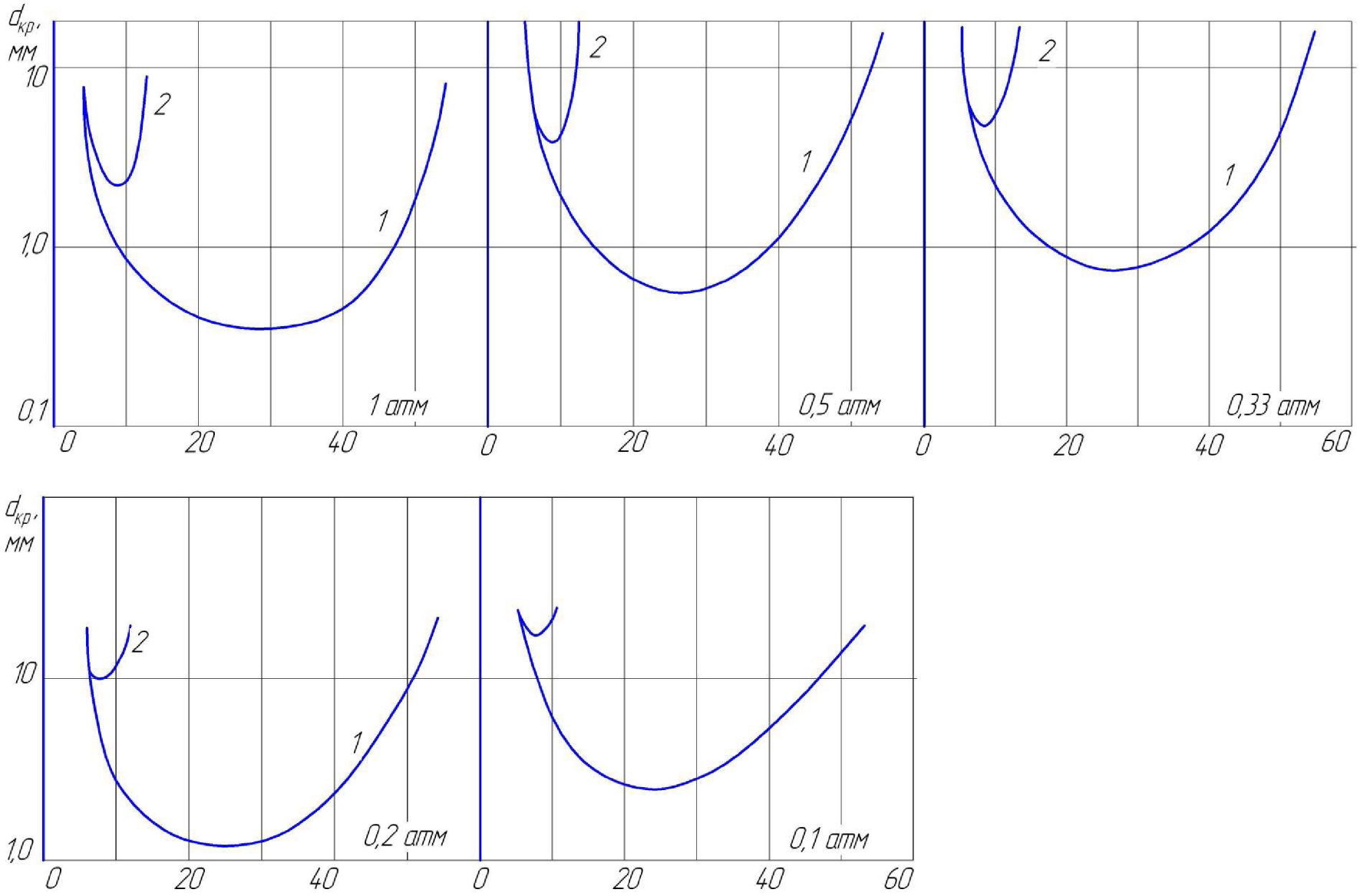


Рис. 2.26. Критические расстояния для смесей метана с кислородом (кривые 1) и воздухом (кривые 2)

При расстояниях между электродами меньше критического, минимальная энергия воспламенения резко возрастает. Причем характер и быстрота возрастания зависит от формы электродов, а при несимметричных электродах, и от полярности напряжения на электродах. Чем тоньше электроды, тем меньше рост Q_{min} с уменьшением расстояния между электродами /90/.

На минимальную энергию воспламенения оказывает влияние и длительность искры. При ее увеличении в интервале 125...25000 мкс энергия зажигания возрастает примерно по степенному закону, а при уменьшении длительности искры до ~2 мкс энергия также возрастает /90/. Влияние частоты искр на минимальную энергию не наблюдалось, что, по-видимому, объясняется тем, что воспламенение происходит от первой искры /90/. В принципе, может существовать некоторое влияние при больших частотах следования, когда происходит перекрытие искр. С увеличением турбулентности, как и с увеличением скорости горючей смеси (рис. 2.27) /90/, минимальная энергия воспламенения возрастает.

Существует давление, ниже которого воспламенение не происходит. Оно определяется расстоянием между электродами свечи, размерами камеры сгорания и другими факторами. Однако, это давление невелико, порядка нескольких десятков мм.рт.ст. /103/.

Таким образом, минимальная энергия воспламенения зависит от очень многих факторов. Это объясняет различие минимальных энергий воспламенения, приводимых в различных работах, в которых, по-видимому, условия проведения экспериментов неидентичны.

Выполненный анализ, подтвержденный большинством известных экспериментальных данных, показывает, что при соответствующем расстоянии между электродами свечи и длительностью искры, в рамках выражения (2.83) минимальная энергия воспламенения, а значит его надежность и экономичность, определяется следующими характерными параметрами рабочего тела в области свечи /115/:

- коэффициентом избытка окислителя,
- давлением, температурной и скоростью горючей смеси перед запуском.

Причем, выражение (2.83) предлагает лишь качественную связь перечисленных параметров с минимальной энергией воспламенения и определяет критериальный подход к поиску надежных воспламенительных устройств для различных топлив.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Раскрыта важная научно-техническая проблема разработки основ проектирования высокоэффективных генераторов сверхзвуковых струй продуктов сгорания. Приведены результаты теоретического и экспериментального исследований, выявлены и обоснованы основные этапы преобразования химической энергии топлива в полезную работу в различных технологических процессах, а также в камерах сгорания РДМТ. Разработаны принципы формирования облика генератора для решения заданной технологической задачи.

Приведен метод оценки предельных энергетических возможностей топлив по удельной мощности и удельным тепловым потокам в характерных точках струи. Показано, что удельный тепловой поток в веерной зоне зависит только от вида и состава топлива и может служить критерием эффективности использования топлива в технологических процессах, связанных с воздействием струи на преграду в звуковой области. Выявлен состав топлива (α =0,7...1,0), обеспечивающий его максимальную энергетику.

Показано, что при расходах топлива более 10 г/с ГСС могут превосходить по мощности электросварочную дугу, плазменную струю, газовое пламя, электронный луч, луч лазера, а по концентрации энергии уступают лишь двум последним методам Предложена классификация ГСС с учетом их мощности, особенностей рабочего процесса, эксплуатации и областей применения.

Предложена и обоснована система критериев, определяющих надежную работу воспламенителя, экономичность и тепловое состояние конструкции ГСС на основе разработанных моделей, оценки состава и параметров рабочего тела в предкамере перед запуском с учетом особенностей воспламенения горячих газовых смесей электрической искрой и оценки влияния закрутки на эффективность смешения топлива в основной камере сгорания.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
2. Агафонов К.Н., Аралов А.Д. Численный расчет взаимодействия закрученной газовой струи с пластиной // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1983. Вып. 3. – с. 65-70.

3. Агеенко Ю.И. Однокомпонентные и двухкомпонентные ЖРДМТ нового поколения для малых спутников. // Малые спутники, новые технологии, достижения, проблемы и перспективы международного сотрудничества в новом тысячелетии: Материалы докладов 1 международной научно-технической конференции. 16-20 ноября 1998. – Королев: ЦНИИМАШ. 1998. Секция VIII// Двигательная установка. – с. 166-172.

4. Акулов С.Н. Оптимизация конструктивных и режимных параметров газоструйных нагревателей // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1990. – с. 95-102.

5. Акулов С.Н., Бут Н.П,. Пелых С.Н. Газоструйные теплогенерирующие устройства и перспективы применения их в народном хозяйстве // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1990. Вып. 5. – с. 93-95.

6. Акулов С.Н., Першин А.П., Фурсов А.П., Экспериментальное исследование теплообмена в окрестности критической точки при взаимодействии высокотемпературной сверхзвуковой газовой струи с преградами // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1987. Вып. 4. – с. 4 -12.

7. Анализ возможности создания кислородно-водородных двигателей малой тяги и их применение в системах управления космическими аппаратами / Левин В.Я., Первышин А.Н. и др. Отчет 3238. – Куйбышев: КуАИ. – 1972.

8. Анцупов А.В. Исследование параметров нерасчетной сверхзвуковой струи газа.// Журнал технической физики, 1974, Т.44. – с. 372-379.

9. А. с. 258206 СССР МКИ³ 21 с 21/00. Устройство для термического разрушения пород / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Н.Н. Попов и др. (СССР), - Опубл. 12.10.73. – Бюл. № 41.

10. А. с. 93484 СССР, МКИ³. Способ резки материалов и устройство для резки. / В.А, Попов, заяв. 13.06.1949.

11. А. с. 128796 СССР, МКИ³. Термобур для бурения и оттаивания грунта / И.П. Голдаев, Е.П, Полевичек, Н.Н. Попов, А.П. Моторненко, А.В. Серогодский, П.П. Быков, А.А. Банастов, В.П. Дунаев. – Заявл. 22.06.59; Опубл. В Бюл. № 10. – 1960.

12. А, с. 165148 СССР, МКИ³. Термобур / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Н.Н. Попов, А.П. Фурсов. – Заявл. 0 9.08.62; Опубл. В Бюл. № 18. – 1964.

13. А.с. 322496 СССР, МКИ³. Устройство для термического разрушения горных пород / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Г.С. Жердев, А.П. Фурсов, Н.Н. Попов, А.П. Першин, Л.Ф. Яльницкий. – Заявл. 14.07.70; Опубл. В Бюл. № 36. – 1971.

14. А. с. 387115 СССР, МКИ³. Термобур для разрушения горных пород / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Н.Н. Попов, А.П. Моторненко, Г.С. Жердев, В.Г. Калеберда, В.В. Смесивцев, В.П. Сабадаш. - №1715631/22; Заявлено 19.11.71; Опубл. 19.11.71, Бюл. № 27.

15. А. с. 209357 СССР. Термобур для разрушения горных пород / И.П. Голдаев, Е.П. Полевучек, Н.Н. Попов, А.П. Фурсов, Г.С. Жердев, В.П. Черепанов. – Заявл. 11.07.68; Опубл. в Бюл. – 1973.

16. А. с. 359389 СССР. Термоинструмент для пррезания щелей горных пород / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Н.Н. Попов, А.П. Фурсов, Г.С. Жердев, Н.П. Бут. – Заявл. 23.03.71; Опубл. в Бюл. № 35. – 1972.

17. А. с. 402620 СССР. Термобур для бурения и оттаивания грунта / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Н.Н. Попов, Н.П. Бут, В.В. Жданов. – Заявл. 10.11.72; Опубл. в Бюл. №42. – 1973.

18. А. с. 4211768 СССР. Устройство для термического разрушения горных пород / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Н.П. Попов, В.В. Жданов, Н.П. Бут. – Заявл. 23.08.72; Опубл. в Бюл. № 12, - 1974.

19. А. с. 298748 СССР. Машина для прорезания щелей в массиве горных пород / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Н.П. Попов, А.П. Фурсов, Н.П. Бут, В.В. Жданов, Г.С. Жердев, - Заявл. 17.12.69; Опубл. в Бюл. № 11. – 1971.

20. А.с. 488920 СССР Машина для прорезания вертикальных щелей в массиве горных пород / Е.П. Полевичек, Н.П. Бут, В.В. Жданов, В.В. Рублевский Е.К. Сорокин. Заявл. 22.01.74; Опубл. в Бюл. №39. – 1975

21. А. с. 415373 СССР. Машина для прорезания щелей в массиве горных пород / И.П. Голдаев, Е.П. Полевичек, Н.Н. Попов, Н.П. Бут, В.В. Жданов, В.В. Рублевский. – Заявл. 04.04.72; Опубл. в Бюл. №6. – 1974.

22. А.с. 120187 СССР. Газоплазменная горелка / Кичкировский М.Е. , Мазильников Е.А. – Опубл. в Бюл. №11, - 1959.

23. А.с. 1218169 СССР МКИ^4 F02P23/004, F02G5/02. Система зажигания для двигателя внутреннего сгорания./Орлов В.В., Реузюк А.М. (СССР). – 1986. – Опубл. в Бюл.. №10.

24. Балагуров В.А. Аппараты зажигания. - М.: Машиностроение, 1968. – 352 с.

25. Безуглый С.В. Исследование малогабаритных камер сгорания генераторов газовых струй повышенного ресурса // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика /ХАИ. – Харьков, 1981. – с. 18-25.

26. Безуглый С.В., Грушенко А.М. Экспериментальное исследование режимов работы газовихревой камеры сгорания (ГВКС) // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков, 1981. – Вып. 1. – с. 40-44.

27. Безуглый С.В., Грушенко А.М. Теоретическое описание процессов в самовытеснительных системах подачи топлива генератора газовых струй // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков, 1987. – Вып. 4. – с. 25-34.

28. Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. – 200 с.

29. Бричкин А.В., Генбач А.Н. Прибор для обработки блочного камня./ Сборник ГНТК Каз. ССР // Горнодобывающая промышленность Казахстана. - Алма-Ата. – 1959. - №2.

30. Бричкин А.В., Генбач А.Н. Термическое бурение горных пород. Куйбышев: изд. Оргэнергострой, 1958.

31. Бричкин А.В., Перевертун В.В., Генбач А.Н. Обработка крепких горных пород, бетона и железобетона высокотемпературной газовой струи // Изв. Вузов. Горный журнал. – 1961.- №6

32. Буланова Е.А. Модель движения полидисперсного потока частиц в сверхзвуковой струе продуктов сгорания / Е.А. Буланова, А.Н. Первышин //Актуальные вопросы тепло- и массообмена, энергоэффективность, исследование вихревых закрученных потоков: Спец. выпуск. Известия Самар. науч. центра РАН. – 2008.– С. 71-78.

33. Бут Н.П. Камеры сгорания с подвижными устройствами зажигания и стабилизации пламени // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика /ХАИ. – Харьков, 1987. – Вып. 4. - с. 75-82.

34. Бут Н.П., Пелых С.Н. Методика расчета пускового режима газогенератора. // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика. – Харьков: Изд-во ХАИ. – 1990. – Вып.5. – с. 16-28.

35. Варгафтик Н.Б. справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. – М.: Наука, 1972. – 720с.

36. 36. Воздушный термоотбойник – эффективный инструмент для обработки крепкого естественного камня. // Полевичек Е.П. и др. Строительные материалы. – 1965. № 12. цессов. – М.: Высшая школа, 1988. – 560 с.

37. Вспомогательные системы ракетной техники. – М.: Машиностроение, 1970. – 400 с.

38. Выбор способов воспламенения топлива, создание методики расчета и анализ распределения параметров закрученных потоков компонентов на входе в камеру ХГКПЭ : Отчет о НИР (промежуточный) / Куйбышев. Авиац. Ин-т (КуАИ); Рук. А.Н. Первышин. Отв. Исп. А.И. Осипов, А.И. Косенко, Т.А. Васякина. – 4В-Б3 – 2; № ГР 0192 0047805. – Куйбышев, 1991. – 141с.

39. Грищенко А.В. Вопросы повышения надежности, запуска генератора газовых струй./ Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика: Сб. статей. /ХАИ. – Харьков, 1981. – с. 36-40.

40. Грушенко А.М., Безуглый С.В. О пневматическом распыливании горючего в камерах сгорания генераторов высокотемпературных струй.// Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков, 1983,. – Вып.3. – с. 109-114.

41. Грушенко А.М., Спесивцев В.В. Система питания автономной газоструйной установки // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1982. Вып. 2. – с. 23-26.

42. Двигательные установки и РДМТ на газообразных кислороде и водороде / Первышин А.Н., Егорычев В.С. и др. : Отчет №650. – Куйбышев: КуАИ. – 1989. – 88 с.

43. Дубовкин Н.Ф. Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания . – М.: Госэнергоиздат, 1962. -288с.

44. Дубовкин Н.Ф. Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания . – М.: Госэнергоиздат, 1962. -288с.

45. Егоров А.Г. Процессы горения порошкообразного алюминия в прямоточных камерах реактивных двигательных установок. Самара: Самарский научный центр РАН, 2006. – 376 с.

46. Елисеев Ю.Б, Черкес А.Я. Об эффекте повышения температуры торможения при обтекании газом глубоких полостей // Механика жидкости и газа. – 1971.- №3. – с.44-47

47. Епищенко С.В. Экспериментальное определение параметров дисперсности огнетушащего аэрозоля генерируемым ракетным генератором аэрозолей на холодном пуске [Текст] / С. В. Епищенко, А.Н. Первышин, Д. В. Корнилин // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Матер. междунар. научн.-технич. конф. (24-26 июня 2009 г.). - Самара: СГАУ, 2009. - В 2Ч.Ч.1. - С. 65-66.

48. Жердев С.Г. Газодинамический анализ скоростных воздушных камер сгорания.// Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика / ХАИ. – Харьков, 1983. – Вып.3. – с. 100-109.

49. ЖРД малой тяги. Серия ЖРД. Вып. VII: Обзор иностранной литературы №22, 28, - М.: ГОНТИ, 1971. – 15 с.

50. Завьялов Э.И. Исследование запуска многогорелочного генератора высокотемпературных газовых струй // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1987. Вып. 4. – с. 105-116.

51. Завьялов Э.И., Моторненко а.П., Шерышев В.А. Экспериментальное исследование дистанционного запуска безвоздушного генератора газовых струй // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1987. Вып. 4. – с. 97-105.

52. Зрелов В.Н., Серегин Е.П. Жидкие ракетные топлива. – М.: Химия, 1975. – 320 с.

53. Импульсно-частотные характеристики ракетного двигателя малой тяги, работающего на газообразных кислороде и водороде / Левин В.Я., Нигодюк В.Е. и др. Отчет № 232. – Куйбышев: КуАИ. – 1972.

54. Исследование параметров осесимметричных недорасширенных струй идеального газа / Аверенкова Г.И., Ашратов Э.А. и др. // Вычислительные методы и программирование. – Изд-во ВЦ МГУ. – 1970. – ч.2; 1971. – ч.2.

55. Исследование по организации рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в диапазоне тяг 10...150 Н: Отчет о НИР (промежуточный) / Куйбышев. авиац. ин-т (КуАИ); Рук. А.Н. Первышин. Отв. Исп. В.С. Егорычев. – 87-2. – Куйбышев, 1990. – 50 с.

56. Исследование тепловых процессов в камере сгорания РДМТ на газообразных H_2+O_2 / Лукачев В.П., Первышин А.Н. и др. Отчет №285с. – Куйбышев: КуАИ. – 1975.

57. Исследование эффективности использования высокотемпературной сверхзвуковой газовой струи для резки металлических конструкций / В.М.Кисель, В.В. Пасичный, В.С. Цыганенко и др; // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ХАИ. – Харьков, 1987. – Вып.4. – с.82-87.

58. Калеберда В.Г. Интенсификация процесса сгорания в малогабаритных генераторах газовых струй. / Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ХАИ. – Харьков, 1982. – Вып.2. – с. 16-23

59. Калеберда В.Г. Исследование конструктивных схем фронтовых устройств малогабаритных генераторов газовых струй.// Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков, 1987. – Вып.4. – с.125-132.

60. Калеберда В.Г. Предварительный подогрев воздуха в теплообменниках // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1990. Вып. 5. – с. 108-114.

61. Калеберда В.Г. Разработка и исследование форсированного генератора высокотемпературных газовых струй.// Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков, 1981. – Вып.1. – с.14-18.

62. Калеберда В.Г., Сабадаш В.П., Фурсов А.П. Методика инженерного расчета генераторов газовых струй, работающих на сжатом воздухе // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1990. Вып. 5. – с. 3-9.

63. Канило П.М. Гибридное сжигание топлив в потоке воздуха. // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика. – Харьков: Изд-во ХАИ. - 1990. – Вып.5. – с.9-16.

64. Канило П.М., Письмиченко Е.А., Фурсов С.А. Использование водорода для распыливания жидких топлив в энерготехнологических установках.// Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ХАИ. – Харьков, 1990. – Вып.5. – с.121 – 126.

65. Канило П.М., Фурсов С.А. Перспективы применения водорода как дополнительного топлива в газотурбинных и газоструйных установках.// Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ХАИ. – Харьков, 1990. – Вып.5. – с.114-121.

66. Ковалев Б.Д., Мышенков В.И. Расчет вязкой сверхзвуковой струи, истекающей в затопленное прстранство // Ученые записки ЦАГИ. – 1978. – Т.9, №2. – с. 9-18.

67. Конструирование и изготовление двигателей малой тяги, работающих на топливе H_2/O_2: Технический перевод № 11974. – М.: ЦИАМ, 1972.

68. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: учебник для студентов ВУЗов./ Под ред. Г.Г. Гахуна. М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.

69. Свиридов Ю.Б. Смесеобразование и сгорание в дизелях. Л.: Машиностроение, 1972. – 224 с.

70. Космические двигатели: состояние и перспективы. М.: Мир, 1988. – 454 с.

71. Кочанов А.В. Клименко А.Г. Исследование проблем создания ракетных двигателей малой тяги на экологически газообразных топливах. //Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение», 2006. – с. 62-73.

72. Кочанов А.В. Клименко А.Г. Исследование проблем создания ракетных двигателей малой тяги на экологически газообразных топливах. //Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Спец. вып. Сер. «Машиностроение», 2004. – с. 85-89.

73. Левин В.Я. Исследование рабочего процесса двухкомпонентных ракетных двигателей малой тяги: Дис. на соиск. уч. степ. д.т.н. – Куйбышев: КуАИ. – 1973.

74. Ли, Книстаутас. Воспламенение химически активных газов вспышкой, вызываемой лазером.//Ракетная техника и космонавтика. – 1969.- Т.7 , №2.

75. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – м.: Наука, 1973. – 848с.

76. Лукьянов Г.А. Сверхзвуковые газовые струи. // Сверхзвуковые газовые струи. – Новосибирск, 1983. – с.3-21.

77. Льюис Б., Эльбе Г. Горение, пламя и взрывы в газах. – М.: Мир, 1968. – 592 с.

78. Метод расчета данного давления в многосопловых ракетных компоновках.// Новое в зарубежном авиадвигателестроении. – 1971. - №4. – с.36-46.

79. Методика расчета процесса взаимодействия высокотемпературной сверхзвуковой струи продуктов сгорания: Отчет о НИР (промежуточный): Куйбышев. Авиац.ин-т (КуАИ); Рук. А.Н. Первышин. Отв. Исп. А.И. Осипов, Т.А. Васянина. – Б18-2. – Куйбышев, 1991. – 56 с.

80. Методика расчета процесса взаимодействия высокотемпературной сверхзвуковой струи продуктов сгорания с разрушающей преградой или прожига отверстия в пластине.: Отчет о НИР (заключительный)/ Сам. Гос. Аэрокосм. Ун-т (СГАУ); Рук. А.Н. Первышин. Отв. Исп. А.И.Осипов, В.С. Егорычев, В.К. Маношин. – 11В-Б018-002. – Самара, 1992. – 93с.

81. Мирошниченко Н.Н., Порубай В.В., Сабадаш В.П. Совершенствование процессов смесеобразования и горения в генераторе сверхзвуковой газовой струи с регенеративным воздушным охлаждением.// Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ХАИ. – Харьков, 1983. – Вып.3. – с.94-100.

82. Михеев В.П., Медников Ю.П. Сжигание природного газа. Л.: Недра, 1975. – 392 с.

83. Морган Д. Принципы зажигания. – М.: Машгаз, 1947. – 127 с.

84. Моторненко А.П, Основные теоретические положения термогазоструйной техники и процесса разрушения мерзлых грунтов // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1983 Вып. 3 – с. 13-142.

85. Моторненко А.П. Практический результаты исследования термогазоструйного и комбинированного разрушения и технико-экономические показатели созданных инструментов и машин // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1983. Вып. 3. – с. 154-165.

86. Моторненко А.П. Сверхзвуковая высокотемпературная газовая струя как источник энергии для разрушения твердых пород // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1981. Вып. 1. – с. 65-71.

87. Мошкин Е.К. Развитие отечественного ракетного двигателестроения. М.: Машиностроение, 1973. – 256 с.

88. Ниценко А.Я., Акулов С.Н. Высокотемпературные газоструйные малогабаритные радиационные нагреватели // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1990. Вып. 5. – с. 102-108.

89. Олсен Х., Гейхарт Е., Едмонсон Р. Исследование начальной стадии распространения пламени от искрового источника зажигания в водородно-воздушных и пропаново-воздушных смесях.// Вопросы горения и детонации. Четвертый симпозиум (международный) по вопросам горения и детонации волн. – М., 1958. – с.21-28.

90. Основы горения углеводородных топлив. – М.: ИЛ, 1960. – 664с.

91. Обработка РДМТ с камерами сгорания из теплостойких материалов / Г.А. Кравецкий, А.М. Лукин, В.А. Примазов и др. // Вопросы микроэнергетики: Труды V ВКМЭ/ КуАИ. – Куйбышев, 1975. – ч.1. – с.76-79.

92. Оценка эффекта балластирования кислородно-водородного топлива отходами систем КЛА: Отчет о НИР №304 / КуАИ. – Левин В.Я., Заботин В.Г., Первышин А.Н. – Куйбышев, 1975.

93. Пасичный В.В., Фролов Г.А., Чоба А.В. Исследование параметров в струе газогенератора при пониженном давлении окружающей среды // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика / ХАИ. – Харьков, 1982. – Вып.2. – с.135-140.

94. Пат. 3050694 ФРГ МКИ³ f23Д14/38. Устройство для газоструйной резки материалов. / В.Г. Заботин, А.И. Косенко, А.Н. Первышин и др. (СССР).

95. Пат. 595941 ФРГ Кл. 4g, гр. 44_{40}. Газовая горелка для подводного резания / Хуго Куитманн. – Опубл. 25.07.34. - 3 с.

96. Пат. 1992618 ФРГ, Кл. ДЕ-GM; Пат. 284919 США Газовая горелка. – Опубл. 17.05.68.

97. Пат. 3463601 США, МКИ² F23r1/04, B23k7/00, B05b7 /10. – Опубл. 26.08.69.

98. Пат. 63253111 Япония МКИ^4 F02И 5/00; F02B9/90/ Лазерная система зажигания. / Цурусима Капуоки; Сони к.к. Япония.

99. Пат. 3600255 ФРГ МКИ^4 F02P23/04; F02P7/ - 73/ Оптическая система зажигания. Optische Zund system fur verben – nungsmotoren / Kuchman Jurgen; Telefunken electronis Gmb H (ФРГ).

100. Пат. №3712059 США МКИ AO2K/02. Reverse flow inyernally – cooled rocket engine / Drexhage Martin G.

101. Пат. 4021188 США МКИ³ F23R1/00. Горелка со ступенчатым горением / Yamagishi и др. 1977.

102. Пат. 3439502 США МКИ³ F02K9/02. Охлаждение газогенератора / Lee S.L. – 1969.

103. Пат. 3439503 США МКИ³ F02k11/02,9/02,11/04. Система охлаждения ракетного двигателя / Friedman I. и др. – 1969.

104. Пат. 3595023 США МКИ³ F02k9/02. Охлаждение камеры сгорания ЖРД / Stockel K. - 1971

105. Пат. 3067582 США МКИ³ F02k9/02. Метод организации горения / Schirmer R. M. - 1962

106. Пат. 3717999 США МКИ³ F02k9/02. Ракетный двигатель с малым отношением L/D и тангенциальным впрыском топлива / Wilson B.F. – 1973.

107. Пат. 4003692 США МКИ³ F23r1/02. Высокоскоростная горелка / Moore E.E. – 1977.

108. Пат. США №1393912 США, МКИ³ 21/00, B23K7/00. Способ металлорезания и газовый резак. – Опубл. 14.05.75.

109. Пат. 4427367 США МКИ³ F23D13/40.Горелочное устройство распылительного типа / Yagisawa K. – 1984.

110. Пат. 3640072 США МКИ³ F02K9/02. Ракетный двигатель / Lutz Tilo Kayser. – 1972.

111. Первичное экспериментальное исследование ГРМД, работающего на $O_2 + H_2$ в вакууме / Левин В.Я., Нигодюк В.Е. и др. Отчет №168с. – Куйбышев: КуАИ. – 1969.

112. Первышин А.Н., Заботин В.Г., Косенко А.И. Тепловой механизм разрушения преграды трансзвуковой струей продуктов сгорания ракетных топлив // Инженерно-физический журнал. – 1983. – том. XLIV, №5. – с.775-760.

113. Первышин А.Н., Заботин В.Г., Лапшин А.В. К оценке энергозатрат энергоискрового форкамерного воспламенителя кислородно-водородного РДМТ // Труды VI ВКМЭ.Ч.1/КуАИ. – Куйбышев, - 1977.

114. Первышин А.Н., Заботин В.Г., Левин В.Я. Об энергетических возможностях космического летательного аппарата на кислородно-водородном топливе // Труды XII Чтений К.Э. Циолковского. – М.:ИИЭТ АН СССР, 1979.

115. Первышин А.Н., Косенко А.И. Воспламенение газообразного топлива в условиях ХГКПЭ // процессы горения и охрана окружающей среды / РАТИ. – Рыбинск, 1992. – 35-41 с.

116. Первышин А.Н., Осипов А.И. Энергетические возможности генераторов концентрированных потоков энергии // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1990. Вып. 5. – с. 28-36.

117. Перминов. А.Н. Космическая деятельность России. Состояние и перспективы. // Актуальные проблемы Российской космонавтики: Труды XXXIII Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2009. / Под общ. редак. А.К. Медведевой. М., 2009. - с. 3-8.

118. Першин А.П. Экономичность струйного нагрева // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1981. Вып. 1. – с. 61-65.

119. Першин А.П., Ниценко А.Я. Оценка возможности интенсификации теплового воздействия газовых струй на преграды // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1982.- Вып. 2. – с. 92 -98.

120. Пехович А.И., Жидких В.М. Расчеты теплового режима твердых тел. – Л.: Энергия, 1976. – 350с.

121. Подгорный А.Н., Варшавский И.Л. Водород – топливо будущего. – Киев. – Наукова думка, 1978 – 133 с.

122. Поляев В.М., Генбач А.А., Пчелин А.Л. Термический способ разрушения материала // Вестник МГТУ. Сер. Машиностроение. – М., 1992. - №2.

123. Поляев В.М., Генбач А.Н., Генбач А.А. Предельное состояние поверхнотси при термическом воздействии // Теплофизика высоких температур. – Алма-Ата, 1991. – Т.29. - №5.

122. Разработка и исследование кислородно-водородного газового ракетного двигателя малой тяги / Лукачев В.П., Левин В.Я., Заботин В.Г., Косенко А.И., Егорычев В.С., Первышин А.Н., Козлов С.П.: Отчет №299. – Куйбышев: -КуАИ. – 1975.

123. Разработка методов проектирования генераторов сверхзвуковой струи продуктов сгорания и исследование эффективности передачи энергии топлива технологическим объектам: Отчет о НИР (заключительный) / Куйбышев. Авиац. Ин-т (КуАИ); Рук. Первышин А.Н. Отв. Исп. Косенко А.И., Осипов А.И. – Б2-2. – Куйбышев, 1990. – 244 с.

124. Рыкалин Н.Н., Зуев И.В., Углов А.А. Основы электронно-лучевой обработки материалов. – М.: Машиностроение, 1978. – 239с.

125. Рыкалин Н.Н,, Пугин А.И. Тепловые процессы при сварке плавлением. – М.: Профиздат, 1959. – 95с.

126. Рыкалин Н.Н., Углов А.А., Кокора А.Н. Лазерная обработка материалов. – М.: Машиностроение, 1975. – 246с.

127. Сабадаш В.П. Особенности проектирования бензовоздушных генераторов газовых струй с регенеративным охлаждением // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков, 1982. – Вып.2. – с.11-16.

128. Сапрунов Г.С. Концептуальной долгосрочный прогноз развития космической деятельности с учетом возможности экономики страны. // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXIII Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2009, Под общ. редак. А.К. Медведевой. М., 2009. – с. 228.

129. Сарнер С. Химия ракетных топлив. М.: Мир, 1969. – 488 с.

130. Сварка в СССР. Справочник в 2т. – М.: Наука, 1981. – 1027с.

131. Сварка и резка материалов: учеб.пособие для нач. проф. образования/ [М.Д. Банов, Ю.В. Казаков, М.Г. Козулин и др.] под ред. Казакова. - 5-е изд., стер. - М.: Издательский центр "Академия", 2006. – 400 с.
132. Сварка и резка материалов: учебное пособие. / Под ред. Ю.В. Казакова. М.: Академия, 2006. – 392 с.
133. Свиридов Ю.Б. Смесеобразование и сгорание в дизелях. Л.: Машиностроение, 1972. – 224 с.

134. Соколов И.И. Газовая сварка и резка металлов. – М.: Высшая школ, 1981. – 320с.

135. Спесивцев В.В. Особенности взаимодействия сверхзвуковой газовой струи с поверхностью теплообмена в окрестности критической точки // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков, 1981. – Вып.1. – с.53-56.

136. Теоретические и расчетные основы термобура./ Бричкин А.В., Генбач А.Н., Жакупов Т.Е. и др.// Горный журнал. – 1957. №4.
137. Теоретическое и экспериментальное исследование кислородно-водородных газовых ракетных двигателей малой тяги в импульсных режимах работы: Отчет о НИР/ Куйбышев.авиацю ин-т (КуАИ); Рук. Левин В.Я. Отв.исп. Заботин В.Г., Егорычев В.С. Отчет №321с. – Куйбышев: КуАИ. – 1976.
138. Теоретическое исследование рабочего процесса кислородно-водородного газового ракетного двигателя малой тяги / Левин В.Я., Первышин А.Н. и др. Отчет №266. – Куйбышев: КуАИ. – 1973.

139. Теория сварочных процессов / Волченко В.Н., Ямпольский В.М. и др. – М.: Высшая школа, 1988. – 560с.

140. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справочник в 10т./ В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин, В.А. Худяков. – М.: ВИНИТИ, 1971 – 80.
141. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе. М.: Мир, 1990. – 294 с.

142. Фурсов А.П. Газоструйные тепловые установки для новых технологических процессов. Классификация ГСУ.// Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ХАИ. – Харьков, 1981. – с.3-7.

143. Фурсов А.П. Исследование эффективности использования различных топлив в качестве рабочих тел газоструйных тепловых установок // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1981. Вып. 1. – с. 8-13.

144. Теория сварочных процессов./ Волченко В.Н., Ямпольский В.М. и др. – М.: Высшая школа, 1988. – 560с.

145. Ценденберг Н.В. Теплопроводность газов и жидкостей. – М.: Госэнергоиздат, 1963. – 408 с.
146. Чуян Р.К. Методы математамтического моделирования двигателей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. – 288 с.

147. Шерышев В.А. Влияние тепломассопереноса на процесс формирования поверхности разрушения многофазной среды в зоне контакта с газовой струей // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1981 Вып. 1. – с. 71-76.

148. Шерышев В.А. Исследование интенсивности разрушения преграды при ортогональном натекании высокотемпературной газовой струи // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1983 Вып. 3 – с. 52-57.

149. Шерышев В.А. О формировании высокотемпературной гозовой струей поверхнотси разрушения в зоне контакта с преградой //

Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1983 Вып. 3 – с. 57-65.

150. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1974. – 711 с.

151. Штехер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 302 с.

152. Экономичность теплового воздействия струи в системах струйного нагрева / С.Н. Акулов, А.П. Першин, А.П. Фурсов и др; // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1982. Вып. 3. – с. 3-15.
153. Экспериментальное исследование параметров кислородно-водородного ГРМД / Левин В.Я., Нигодюк В.Е. и др. Отчет № 176. Куйбышев: КуАИ. - 1970

154. Экспериментальное определение предельной нерасчетности сверхзвуковой струи, натекающей на нормально расположенную безграничную плоскую преграду / Соколов Е.И., Старцев А.В., Усков В.Н. и др. // Инженерно-физический журнал. – 1977. – Т.32, №2. – с. 247-250.
155. Электрические системы зажигания, обогрева и освещения самолетов / В.С. Кулебакин, И.М. Сиднев, П.Ф. Давыдов и др.; - М.: Оборонгиз, 1960. – 372с.

156. Юдаев Б.Н., Гавриленко И.П., Шанин Ю.И. Экспериментальное исследование газодинамического и теплового воздействия сверхзвуковой импактной струи // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика/ ХАИ. – Харьков. 1983. Вып. 3. – с. 32-42.

157. Юдаев Б.Н., Михайлов М.С., Савин В.К. Теплообмен при взаимодействии струи с преградами. – М.: Машиностроение, 1977. – 248 с.

158. Appel M. A., Schaeman L., Bercman D.K. Oxygen // Hudrogen Thrasters Far The Space Station Auxilliary propulsion System – IANNAF Propulsion conferense, 1984.

159. Experimental investigation of thermal characteristics of the Hartmann – Sprenger tube / Bondarenko V.L., Kadaba Prasanns V., Arkharov A.M. // Etat connais CFC –Sist.frigar.et.propr.ic.r.reum Commis...B1, B2, E1, E2, - Paris, 1988. - c.281-287.

160. Falkenstein G.L., Domoscos S.J. Hugh-pressure gasseous hydrogen/ gascousoxygen// “AIAA Paper”, 1973, №737.

161. Ionach E., Tomaris W.A. Current research and development an thrust chambers // Proc. NASA-Univ.Conf. Sci. and Technol. Spase Explorat.,Chicago vol.2, 1962, Washington, D.C., Nat. Aeronfut, and Spase Administr, 1962.

162. Lee W.B. Cryagening ignition of hydrogen and oxigen with Raney nickel // "Inductter and Chem. Prod. Res and Developm." – 6, №1ю

163. Masior S.A. Catalyting attitute-control racket motor (United Aircraft Corp.), pat. USA, c1. 60-257 (F02k)

164. Pat. 3463601 USA, Cl. F23r1/04; B23k7/00; Bosb 7/10; U.S. Cl.431-158. Torch assembbj / Herman T. Childree (USA).

165. Pat. 3666393 USA. Int. Cl. F23n3/00; F23r1/02; U.S.Cl. 431-90/ Burner structure and method / Theodore E. Dazies (USA).

166. Pat. 1393912 GB, Int.Cl. F23D21/00, B23k7/00. Method far cutting metal and cutting torch therefor/

167. Twardy H. On a variable-thrust hudrogen-oxygen rocket engine // Acta astronautica. – 1975. – 2, № 7-8.

168. Wagner w.R. Future higner perfomance O_2 / H_2 engine combustion cycle alternatives // AIAA – 1976. Pap. N709.

169. Wendekamm W. Untersuchungen an Zweistoff – Kleinsttrubwerken fur Bahnkorrektur und Lageregelung //Raumfahrtforschung. – 16, 1972. - №15.

170. Zurawski Robert L. Green James M. Catliting ignition of Hydrogen and Oxygen Propellants//AIAA Paper. – 1988.- №3300. – c.1-18.