

**Балтийский Государственный Технический Университет «Военмех»
им. Д.Ф. Устинова**

**Кафедра А4 «Стартовые и технические комплексы ракет и
космических аппаратов»**

**«Физические основы пуска»
Слайды к лекциям**

Доцент, к.т.н.

Маштаков Андрей Павлович

**СПб
2017 год**

Тема 1: Общая характеристика газодинамических процессов при старте

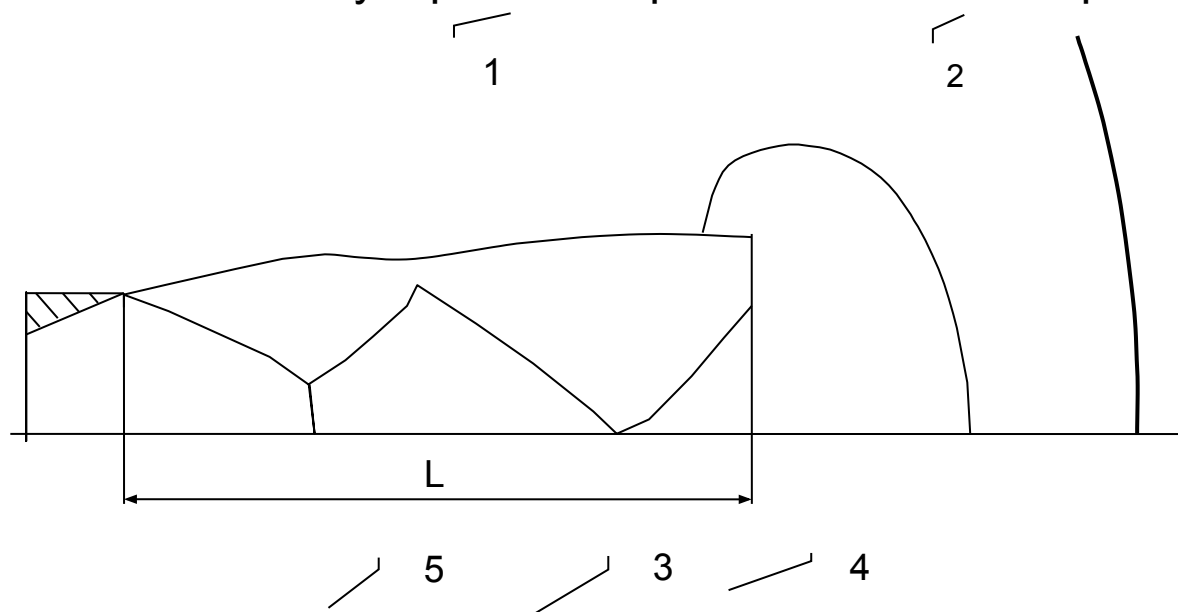


Группа 1 Нестационарные процессы

Нестационарные процессы – это процессы, протекающие короткое время и явно зависящие от времени, при этом в конструкциях и их элементах могут возникать ощутимые изменения (деформации, напряжения, перемещения, скорости и ускорения)

Пример таких процессов:

Запуск двигательной установки ракеты,
Раскупорка ТПК при минометном старте



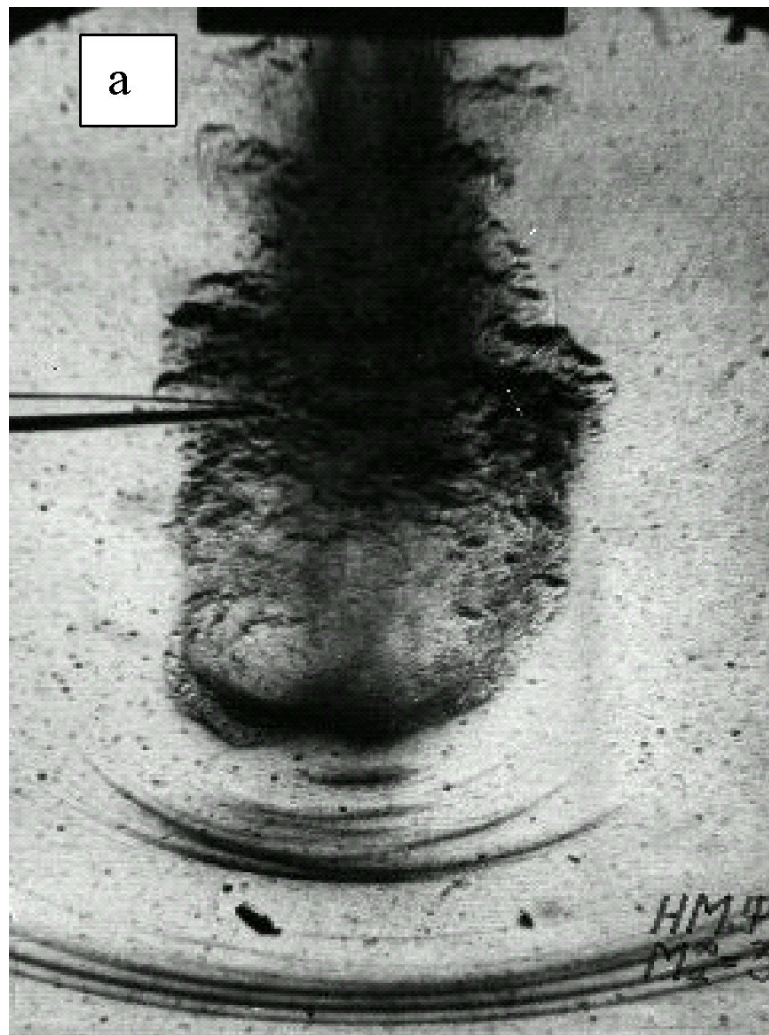
- 1 – начальный участок;
- 2 – уплотненный слой;
- 3 – зона формирования волн сжатия;
- 4 – пусковая ударная волна;
- 5 – фронтальная граница.

$$t = 0,1 - 0,2 \text{ с}$$

$$p_{yB} = 5 - 8 \text{ кгс/см}^2$$

Схема формирования пусковой ударной волны при запуске двигателя

Струи горячего газа твердого топлива НМФ-2 ($M_a = 3,0$; $\alpha_a = 10^0$)



а) $\eta_a = 0,65$;

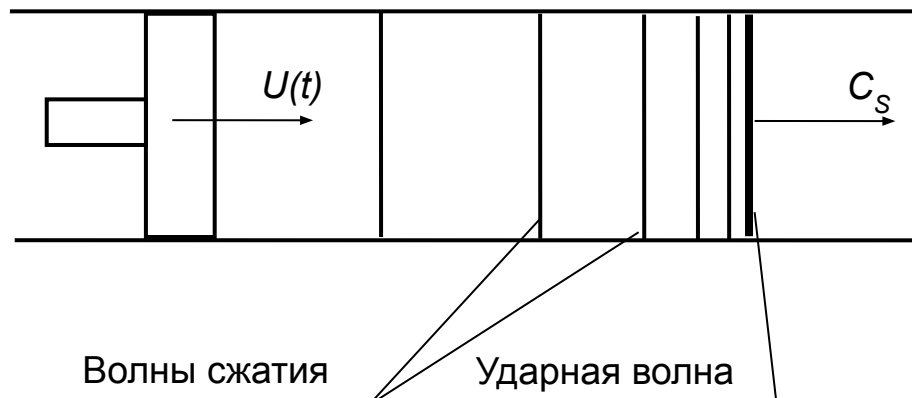
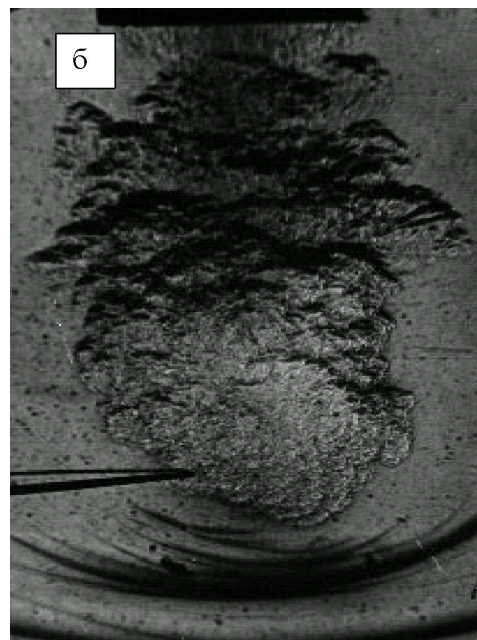
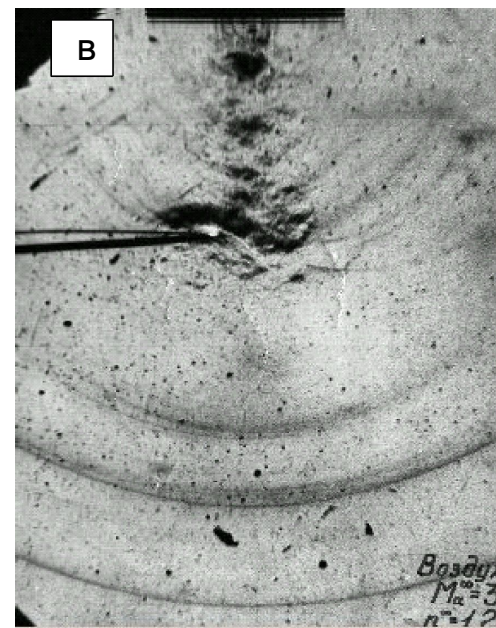


Схема формирования ударной волны при движении поршня



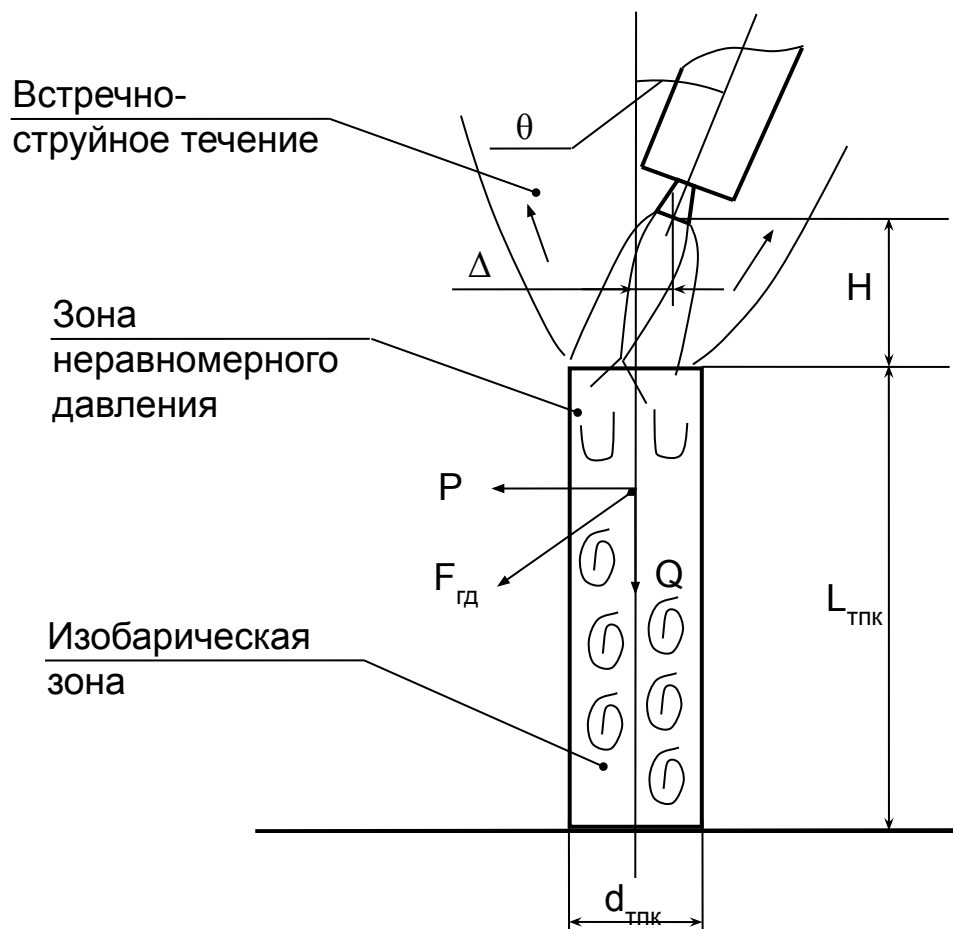
б) $\eta_a = 0,9$



в) $\eta_a = 1,2$

Группа 2 Квазистационарные процессы

Квазистационарные процессы – это такие процессы, в которых изменения параметров газового потока, в выбранной точке пространства, зависят от времени постольку, поскольку с течением времени могут изменяться:



- геометрия взаимного положения частей системы «ракета - ПУ»;
- балансы расхода – прихода массы газов в рассматриваемую область течения.

Пример такого процесса:

Расчет взаимодействия струи с ТПК при минометном старте

При рассмотрении таких процессов можно считать, что для данного положения системы «ракета - ПУ» параметры газового потока в струе установились

РН КА типа «Союз» за счет ступенчатого запуска ДУ, с целью снижения силового воздействия на СК, достаточно медленно сходит с пускового стола и такой процесс также можно считать квазистационарным



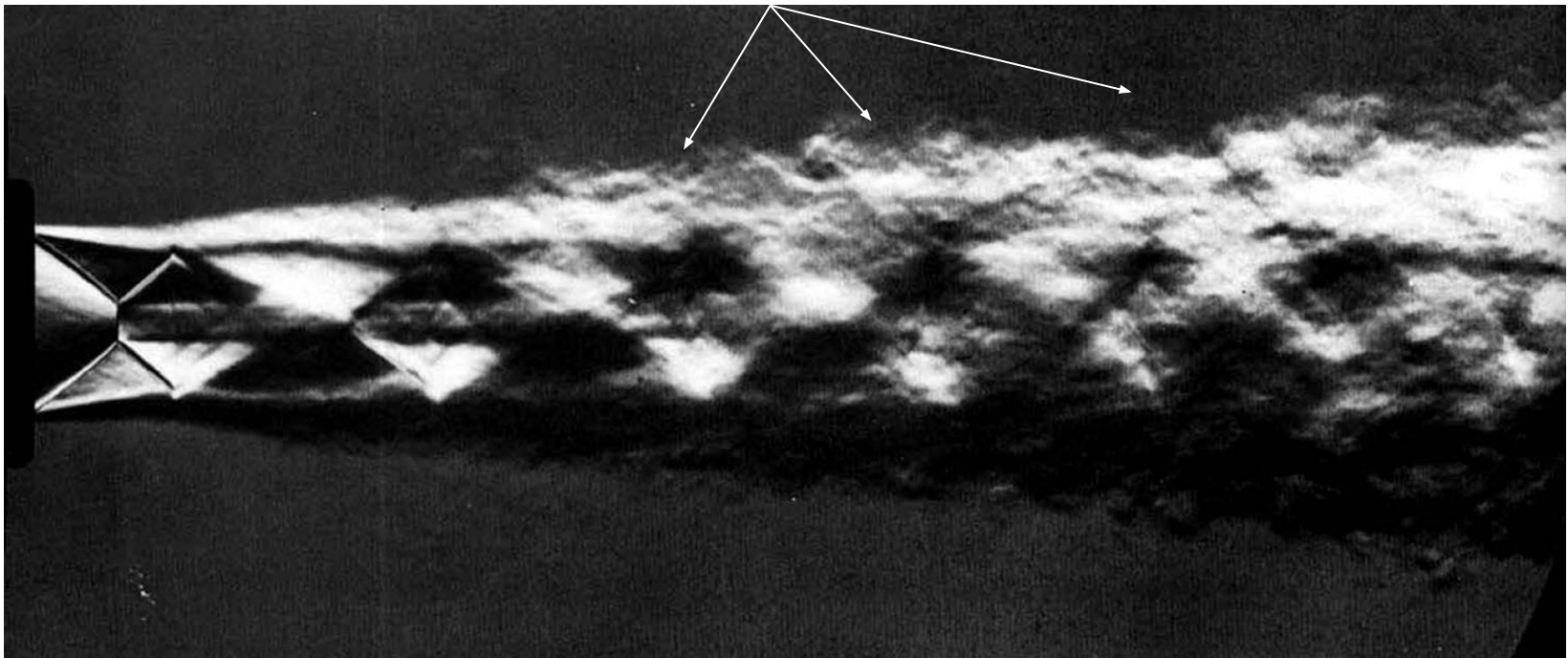
Группа 3 Акустические процессы

Акустические процессы являются неотъемлемой частью струйного течения

$t = 0,001 - 0,01 \text{ с}$

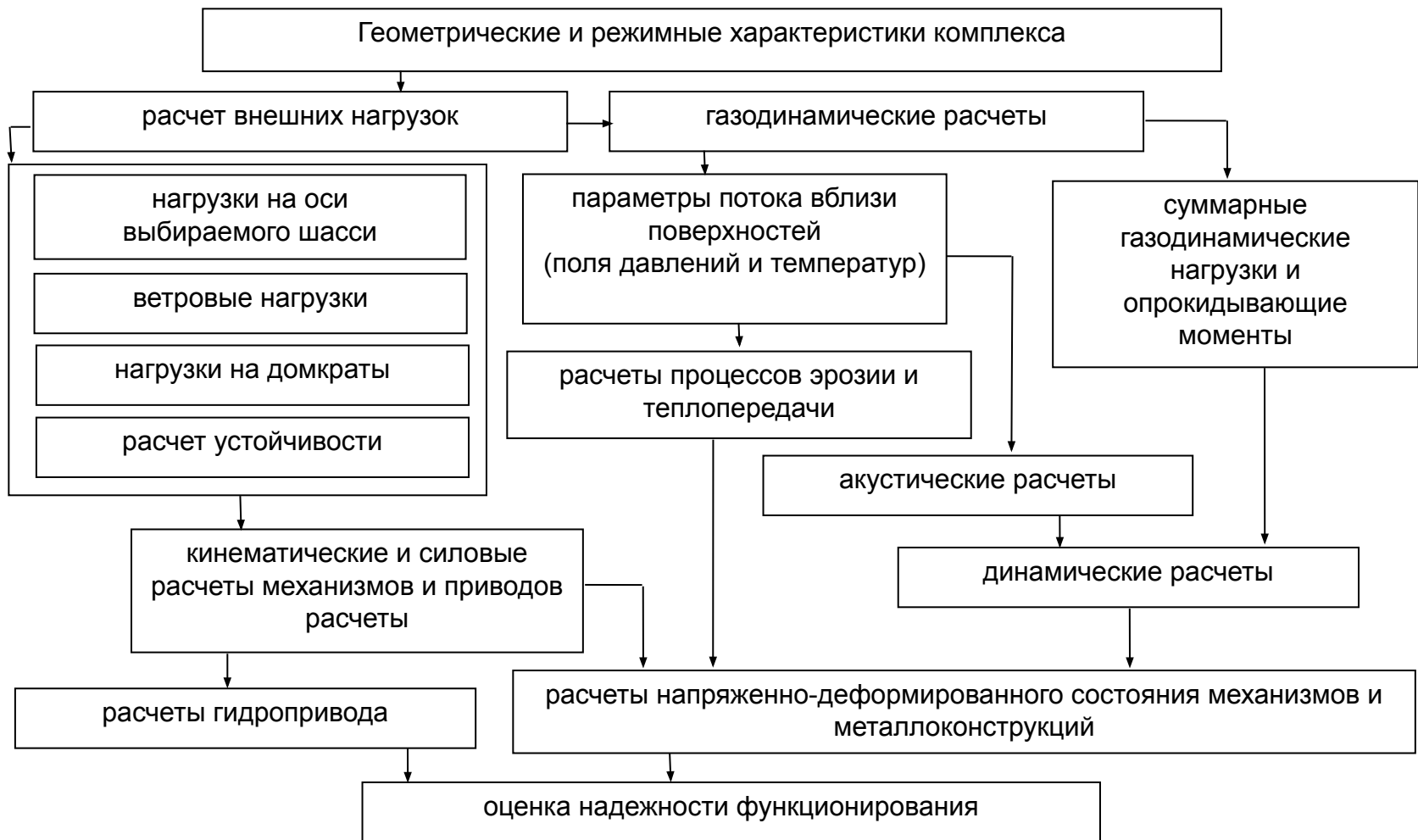
Уровень шума 160 Дб

Развитый фронт
турбулентности – источник
акустического поля струи



Сверхзвуковая круглая струя при числе Маха $M=1,8$

Тема 2: Место и значимость газодинамических расчетов в комплексе инженерных методов расчета ПУ



Блок-схема взаимозависимости инженерных расчетов ПУ на примере подвижной ПУ

Проектирование – итеративный процесс, на каждом этапе которого выполняются расчеты

Расчетное обоснование начинается с определения внешних нагрузок, действующих на проектируемое изделие. В общем случае внешние нагрузки могут быть отнесены к рабочим и предельным.

Под рабочими нагрузками понимают нагрузки, появление которых наиболее вероятно в процессе эксплуатации изделия (ветровые нагрузки, весовые и инерционные нагрузки при перемещении узлов и элементов конструкции при помощи приводов, рабочие нагрузки от силовых гидравлических цилиндров (например, привода подъема КЧ).

К предельным нагрузкам относят нагрузки, возникающие при ядерном взрыве (в случае, если такое воздействие задано в ТЗ), а также нагрузки при старте ракет.



Параметры потока вблизи поверхностей = исходные данные для оценки прочности, процессов теплопроводности и эрозии на оmyваемых поверхностях :

- 1) распределения статического давления;
- 2) распределение касательных напряжений трения;
- 3) поле температур.

Суммарные газодинамические нагрузки и центры давления вычисляются интегрально в зависимости от распределения давления на поверхности как функции времени, и необходимы для определения характеристик динамических процессов, развивающихся в ПУ в процессе старта – амплитуд и периодов колебаний конструкции.

При расчете струйного течения определяется также акустическое поле, которое вызывает высокочастотные колебания элементов конструкции – вибрации, передающиеся на приборные отсеки ракет и ПУ.

Расчеты напряженно-деформированного состояния конструкции ПУ проводятся уже на заключительном этапе расчетного обоснования

Выделяют задачи общей и местной прочности конструкции

Оценка надежности функционирования ПУ происходит уже на заключительном этапе проектирования, когда все основные параметры определены и не должны изменяться кардинально

Тема 3: Газодинамические схемы старта ШПУ

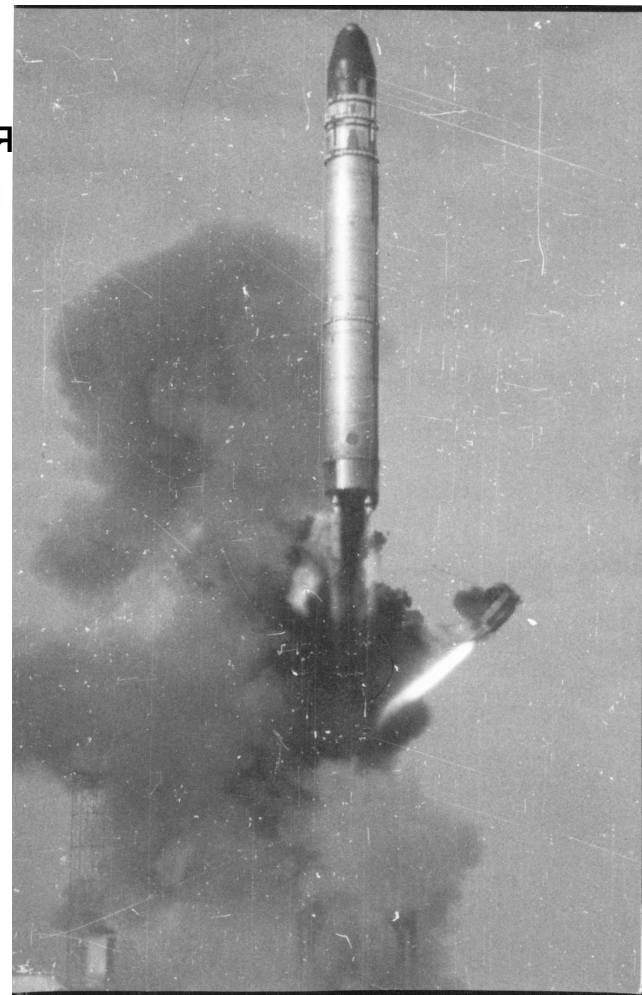
Тема 3.1: Основные этапы создания СК СН

Подразделение истории развития СК СН на этапы связано с созданием и развертыванием новых поколений БР и принципов применения ракетного оружия. Принято выделять 5 этапов.

Этап 1 (1959-1965 гг.) Создаются и развертываются СК и БР средней (Р12, Р14) и межконтинентальной (Р16 и Р9А) дальности с моноблочными ГЧ и групповым стартом.

Этап 2 (1965-1973 гг.) Достигнут паритет с США по количеству МБР за счет развертывания ШПУ (УР-100, Р-36). Договор ОСВ-1 устанавливает «потолок» количества ПУ и запрещает строительство новых ШПУ .

Этап 3 (1973-1985 гг.) – модернизация МБР в развернутых ШПУ (УР-100Н, Р-36М) и их оснащение РГЧ (УР-100НУТТХ, Р-36МУТТХ). началось развертывание подвижных грунтовых ПУ с БР средней дальности (Темп-С, Пионер).



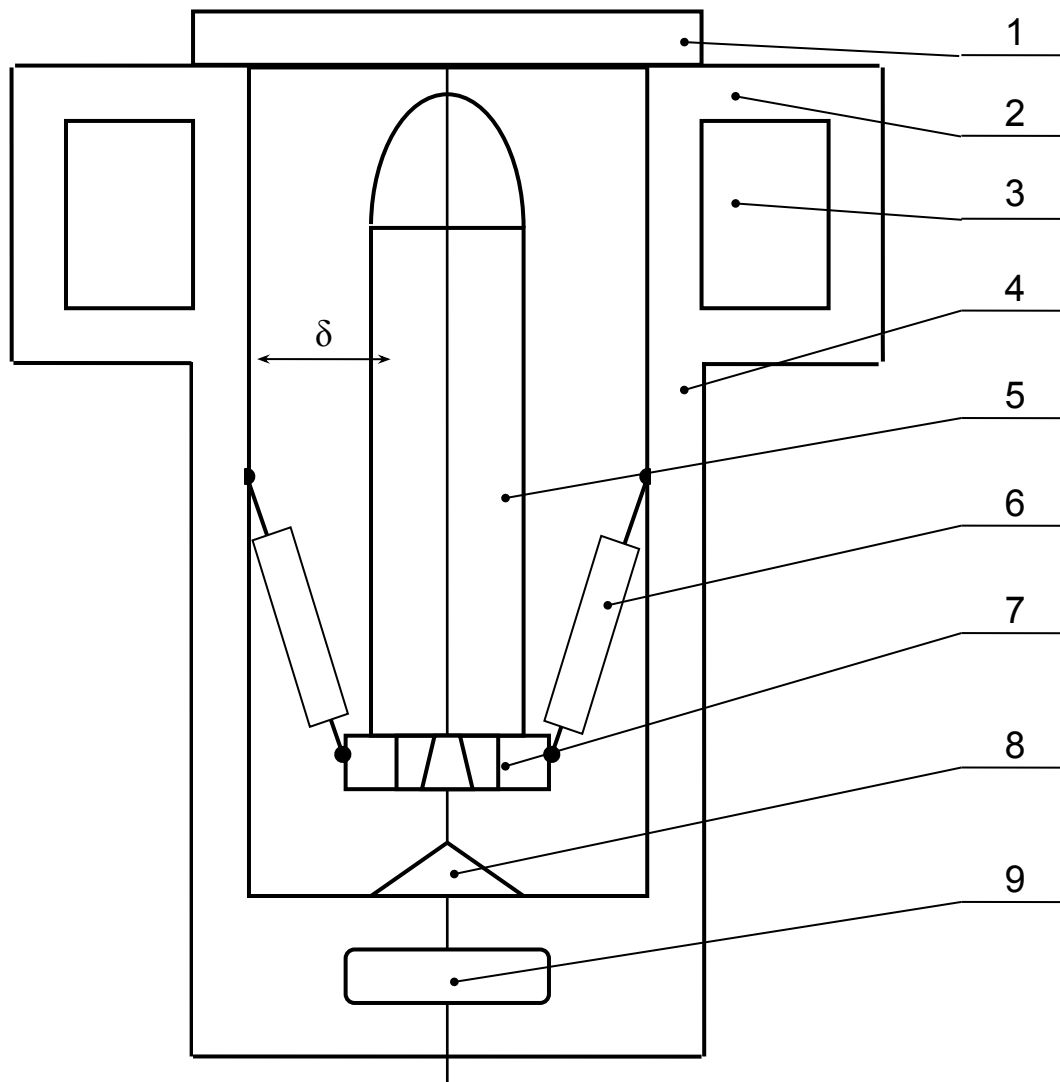
Этап 4 (1988-1991 гг.) МБР ШПУ модернизировались, в части создания систем преодоления ПРО (РТ-23УТТХ, Р-36М2). Создавались подвижные ПУ с МБР грунтового (Тополь) и железнодорожного базирования (БЖРК с РТ-23УТТХ), позволяющие повысить живучесть СК СН.

В соответствии с договором РСМД, заключенным в 1987 г между США и СССР, сняты с вооружения и уничтожены СК (Р-12, Р-14), включая СПУ (Темп-С).



Этап 5 (с 1991 г по н.в.) в связи с подписанием договоров СНВ-1 и СНВ-2 произошло сокращение СК оснащенных МБР с РГЧ (БЖРК, Р36-М2). Взамен сокращенных создаются новые ракеты с моноблочными ГЧ (Ярс, Тополь-М), размещенные в существующих ШПУ и проводится модернизация грунтовых самоходных установок для размещения этих изделий.

Тема 3.2: Глухая газодинамическая схема старта со свободным выходом ракеты из шахты (Американская схема)



В ШПУ глухого типа газы отводятся по кольцевому зазору δ между ракетой и стенками шахтного ствола

На рисунке условно показаны:

- 1 – защитная крыша;
- 2 – оголовок;
- 3 – помещения для технологического оборудования;
- 4 – бетонный ствол шахты;
- 5 – ракета;
- 6 – система амортизации;
- 7 – пусковой стол;
- 8 – газотрагатель;
- 9 – емкость для слива технологических жидкостей

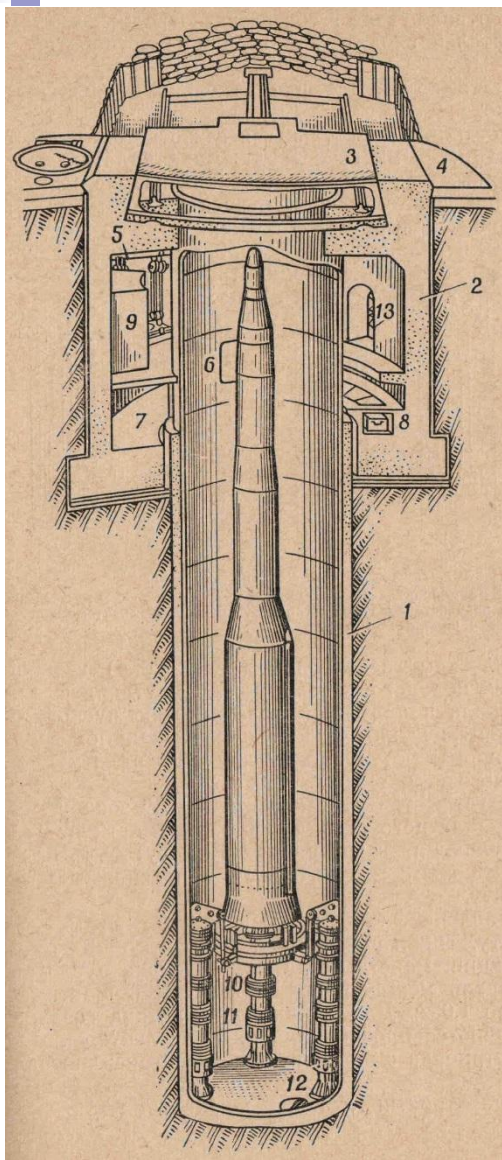


Схема ШПУ для ракеты
«Минитмен»

Ракета по такой схеме стартует на собственных двигателях и выходит из шахты за 1 – 1,5 с.
Скорость выхода составляет порядка 20..30 м/с.
Температура горячих газов струи 2800-3000 К.

На рисунке показаны:

- 1 – ствол шахты;
- 2 – оголовок;
- 3 – защитная крыша;
- 4 - бетонная площадка;
- 5 – электрическая лебедка;
- 6 – люк;
- 7 – пол с амортизаторами;
- 8 – аккумуляторные батареи и система ТВР;
- 9 – аппаратура управления и источники питания;
- 10 – опорное кольцо;
- 11 – упругие элементы СА;
- 12 – отстойник;
- 13 – компрессорная

Выбор величины зазора δ обусловлен:

- а) обеспечением дозвукового истечения газов в зазоре между ракетой и стволом шахты;
- б) условиями работы системы управления, чтобы предотвратить соударения;
- в) регламентным и техническим обслуживанием в ходе боевого дежурства;
- г) ходом горизонтальной системы амортизации.

Ракета «Минитмен» в шахтной пусковой установке



Ракета «Минитмен 3» в шахтной пусковой установке



Ракета «Титан» в шахтной пусковой установке



Ракета «Титан» в шахтной пусковой установке

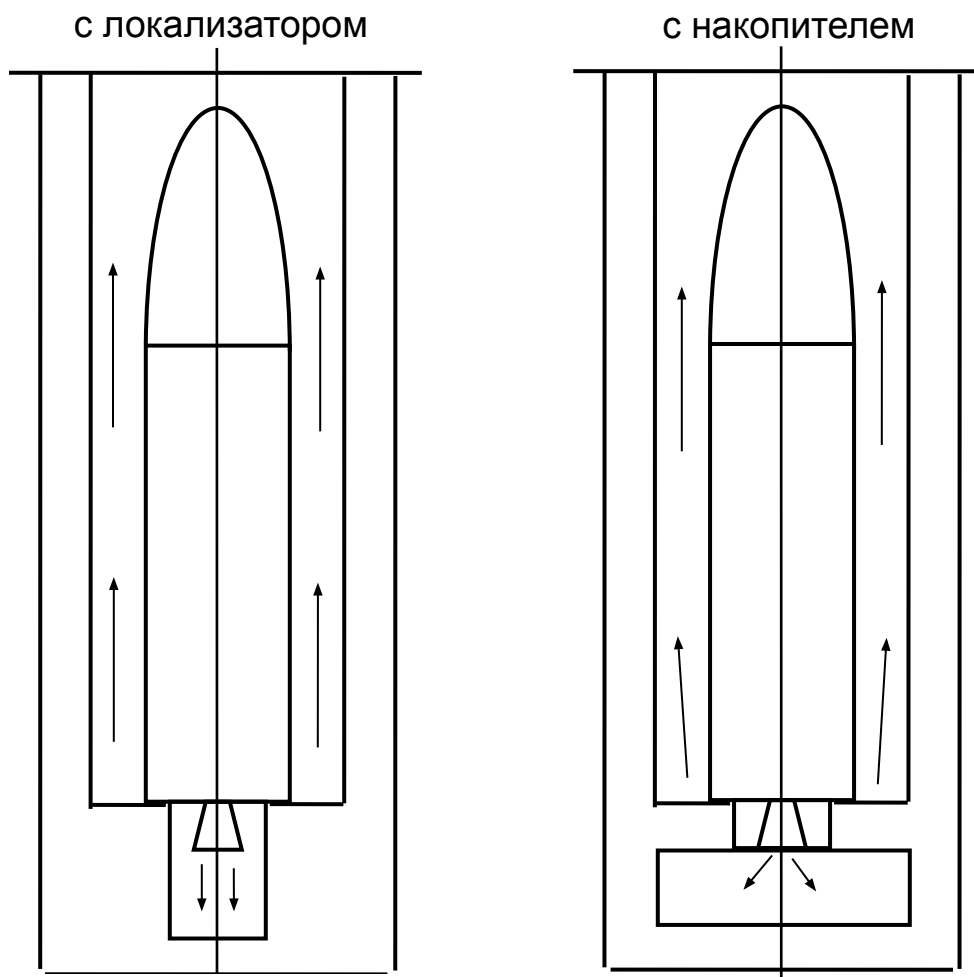


В зависимости от характера воздействия истекающих газов на ракету, могут быть подразделены на ШПУ с активным, полуактивным и пассивным воздействием газов на ракету.

По данным пособия

«Маликов В.Г., Комисарик С. Ф., Коротков А.М. Наземное оборудование ракет. М., Воениздат, 1971 г»

Для уменьшения воздействия горячих газов на ракету в бетонном стволе могут быть расположены специальные приемники газов с локализаторами газа или с накопителем

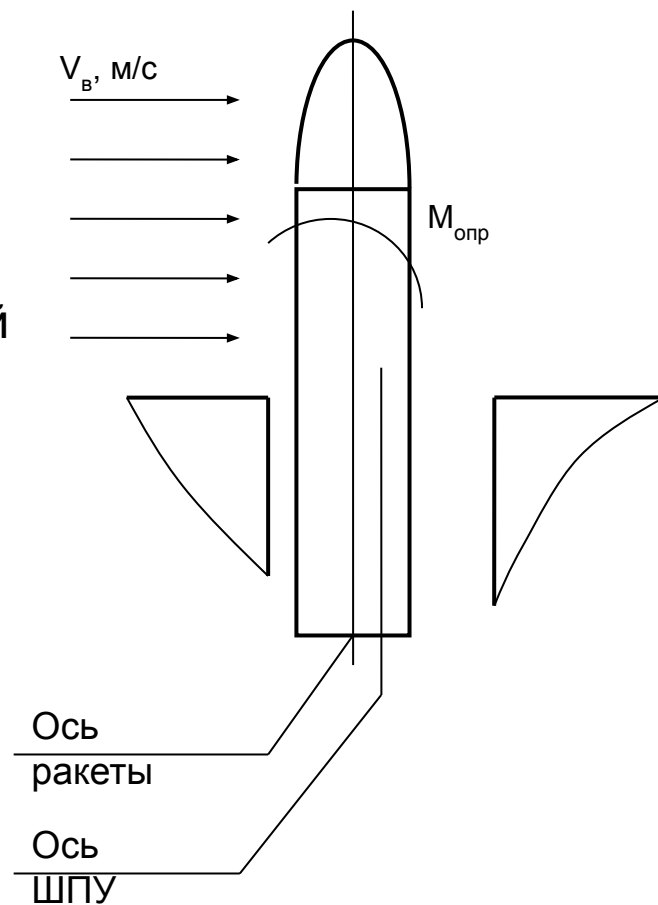


Влияние ветровой нагрузки на процесс старта в момент выхода ракеты из ШПУ

Баллистические ракеты выходят достаточно медленно

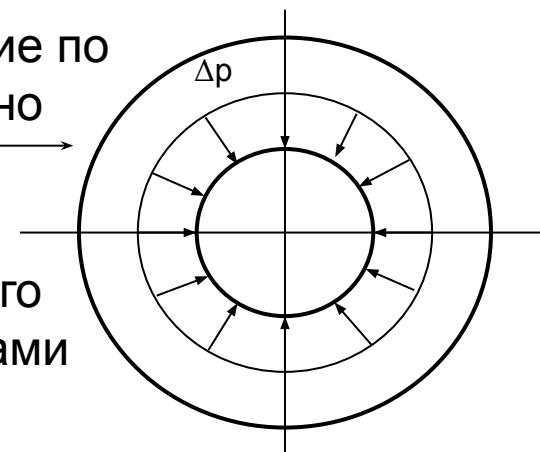
В процессе выхода ракеты в случае порывов ветра возникает опрокидывающий момент, который с одной стороны необходимо компенсировать работой СУ, а с другой стороны могут возникать дополнительное смещение продольной оси ракеты и ствола шахты.

Параметры ветровой нагрузки задаются в Техническом задании

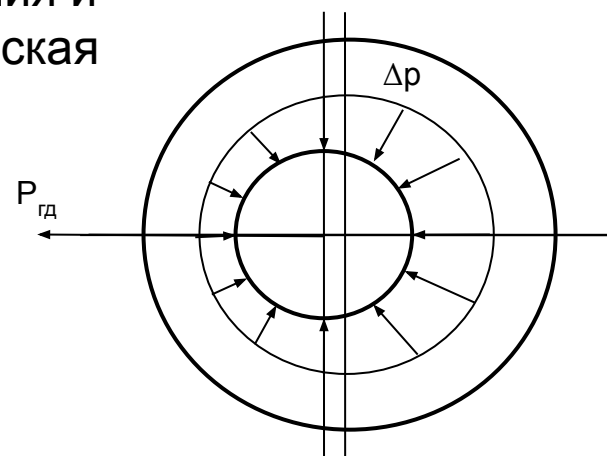


Физические процессы, сопровождающие обтекание корпуса ракеты

Если ракета выходит из шахты соосно, то давление по боковой поверхности Δp распределено равномерно



Если несоосно, то нарушается условие дозвукового течения в зазоре между корпусом ракеты и стенками шахты. Таким образом, на боковой поверхности корпуса возникает разность в перепаде давления и появляется боковая сдвигающая газодинамическая сила $P_{гд}$



Нарушение соосности может возникнуть вследствие начальной неточности установки ракеты на пусковой стол или после срабатывания системы амортизации после ядерного взрыва, либо при действии ветра.

Достоинства схемы:

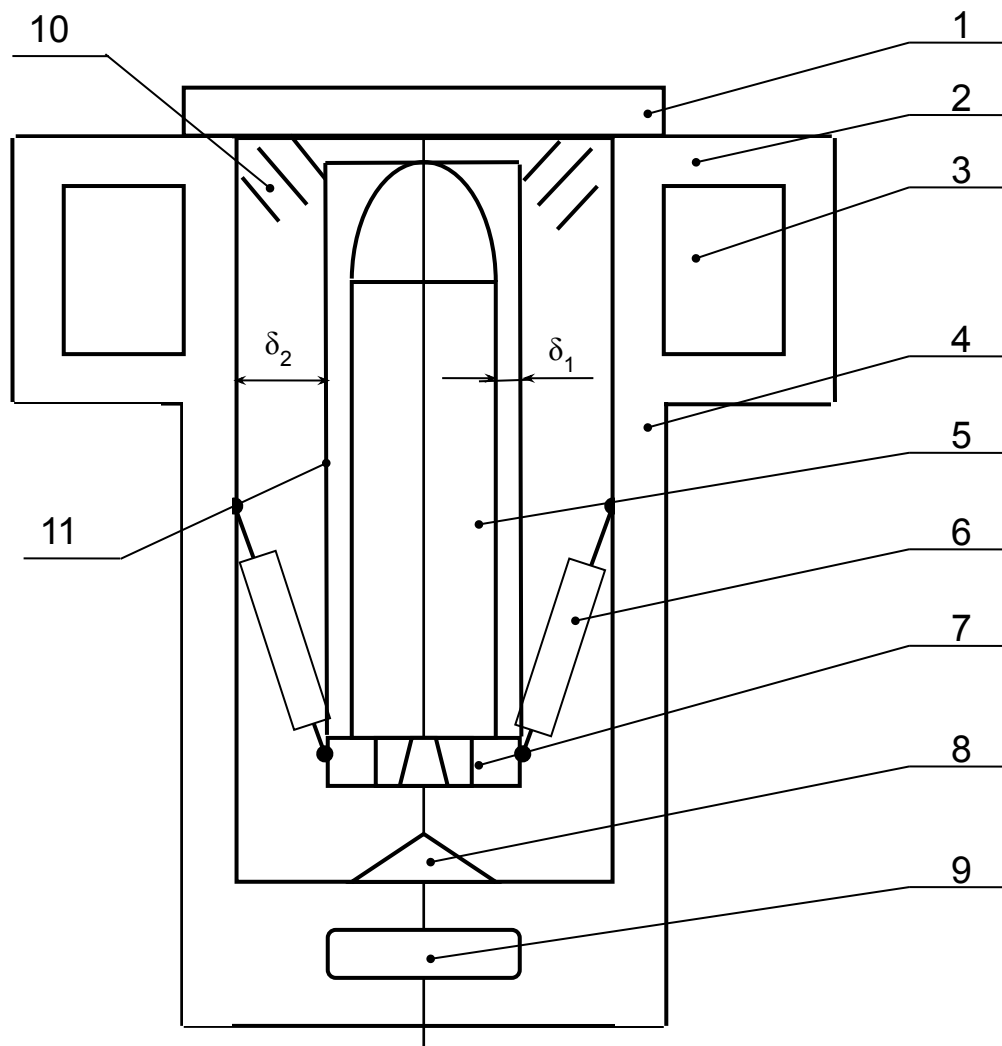
- 1) простота конструкции;
- 2) отсутствие пускового стакана;
- 3) невысокая стоимость

изготовления.

Недостатки схемы:

- 1) схема пригодна только для ракет с РДТТ, что обусловлено обтеканием корпуса ракеты горячими газами;
- 2) большое избыточное давление внутри ствола около 0,2..0,4 ати;
- 3) возможно соударение ракеты со стенками ствола шахты, поэтому предъявляются повышенные требования к системе управления ракетой;
- 4) ракета опирается на пусковой стол хвостовым отсеком, поэтому его необходимо усиливать для надежного опирания и восприятия динамических нагрузок;
- 5) большой диаметр ствола шахты, поэтому низкая прочность при нагружении внешним давлением, и большой диаметр у защитной крыши, которая становится очень тяжелой. диаметр ствола определяется в зависимости от зазора δ ;
- 6) Самый серьезный недостаток такой схемы – это непригодность ее к высокой степени защиты ШПУ.

Тема 3.3: Газодинамическая схема с газоотводящими каналами и свободным выходом ракеты



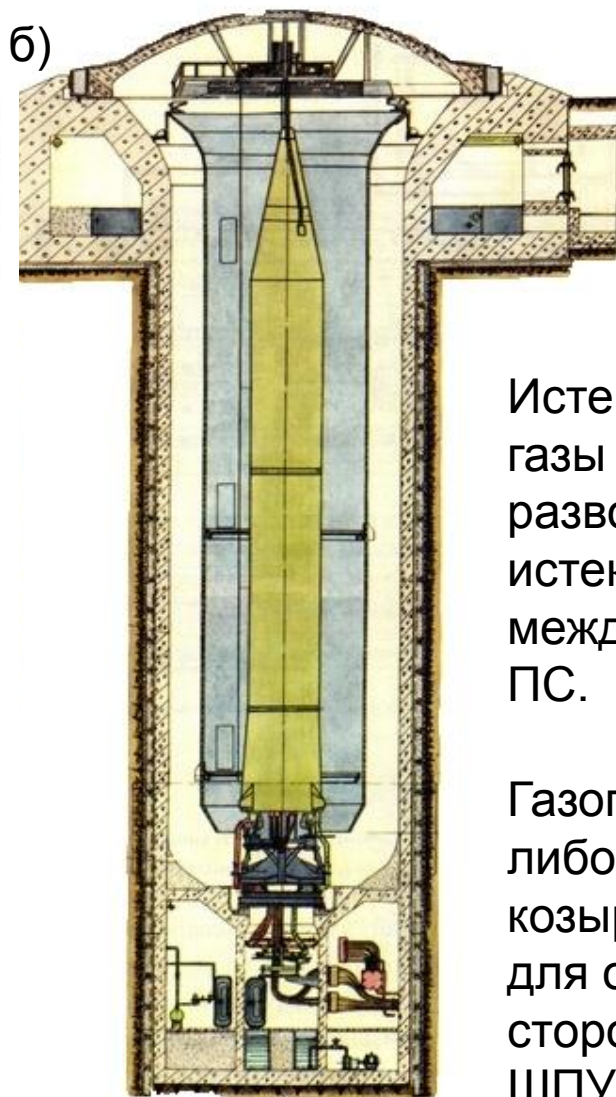
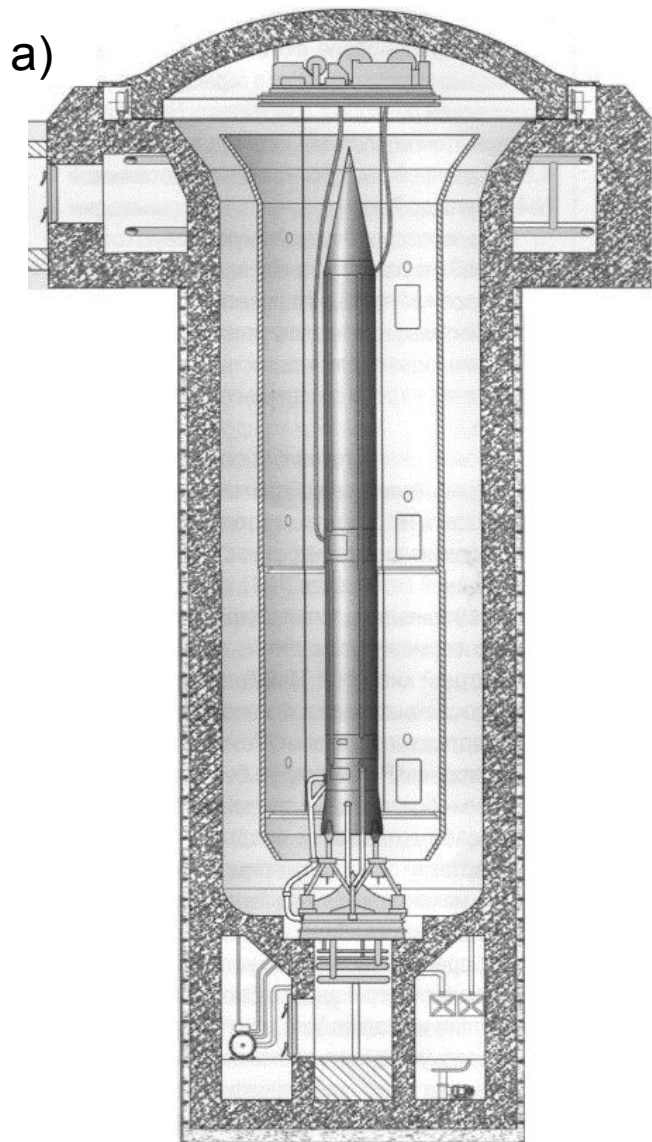
Газодинамическая схема ШПУ такого типа также называется эжекционной.

Горячие газы отводятся по кольцевому зазору δ_2 между стенками пускового стакана и шахтного ствола

На рисунке условно показаны:

- 1 – защитная крыша;
- 2 – оголовок;
- 3 – помещения для технологического оборудования;
- 4 – бетонный ствол шахты;
- 5 – ракета;
- 6 – система амортизации;
- 7 – пусковой стол;
- 8 – газоотражатель;
- 9 – емкость для слива технологических жидкостей;
- 10 – газоповоротные решетки;
- 11 – пусковой стакан.

Этап 4 ШПУ с такими газодинамическими схемами исторически первые для СССР и создавались на первом этапе развития СК СН

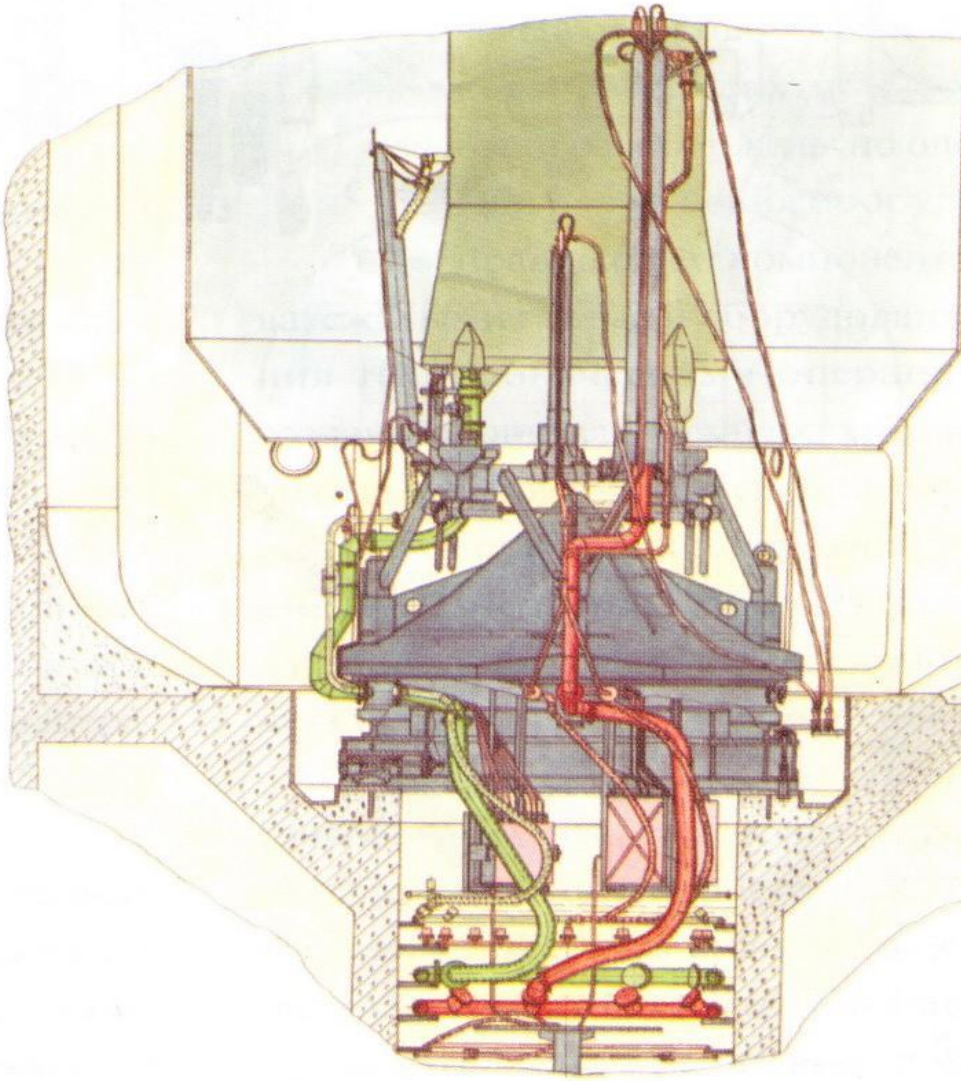


Скорость выхода составляет порядка 20..30 м/с. Температура горячих газов струи: 2800-3200 К.

Истекающие из сопла газы натекают на ГО, разворачиваются и истекают в зазор δ_2 между стенками шахты и ПС.

Газоповоротные решетки, либо газоотводящий козырек, предназначены для отклонения потока в сторону от выходящей из ШПУ ракеты.

Конструктивные схемы ШПУ для ракет Р-12У (рис. а) и Р-14У (рис. б)



Одноступенчатая ракета Р-12У с отделяющейся моноблочной ГЧ разработана в ОКБ-586 (позже КБ «Южное») под руководством М.К. Янгеля в 1955 – 1960 г.г.

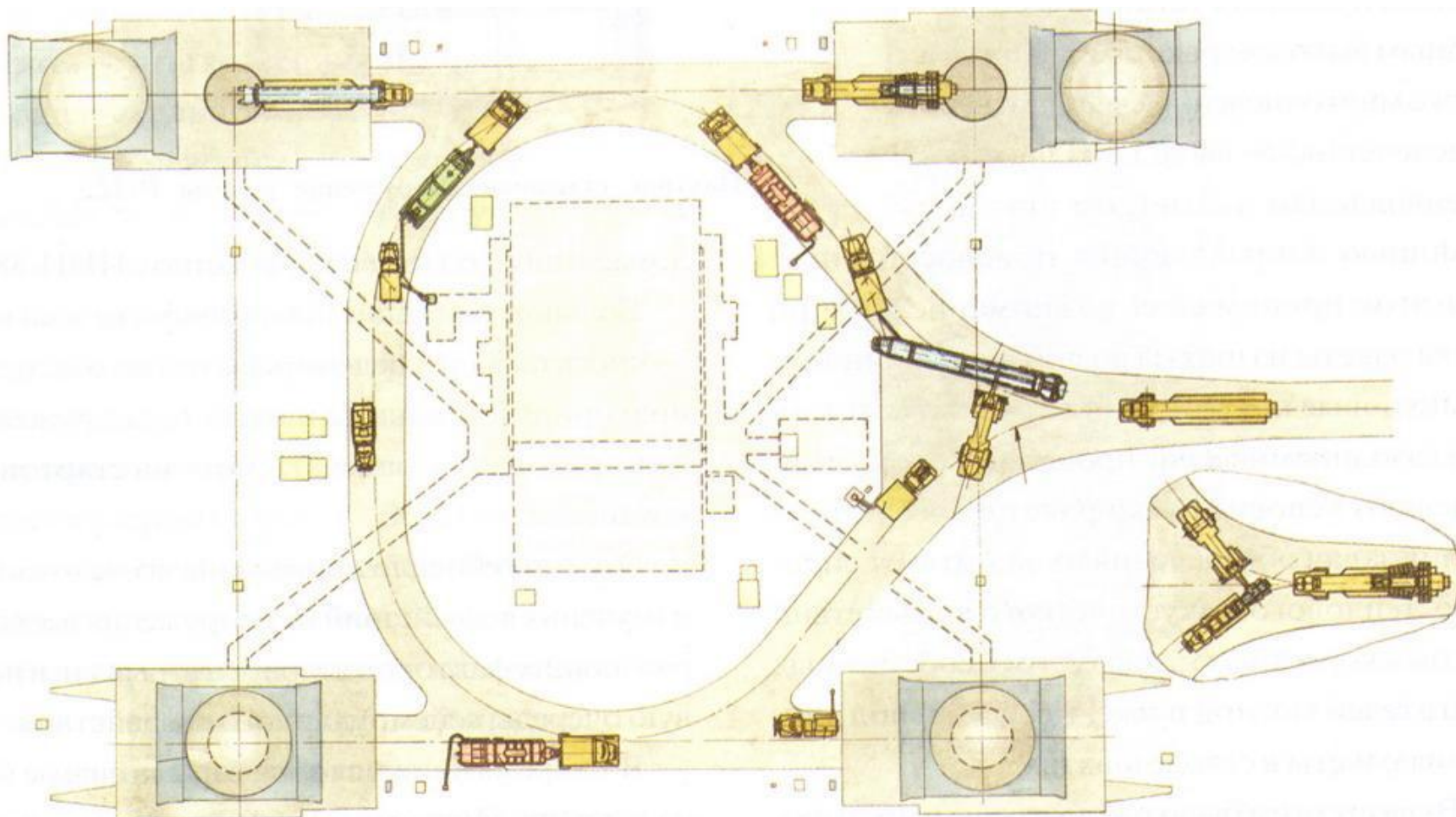
Ракета Р-12У (шахтный вариант Р-12) стала первой ракетой СН и основной БР средней дальности (около 2000 км) и была способна доставить заряд мощностью 2,3 Мт с невысокой точностью (КВО 5 км).

В качестве КРТ применялись высококипящая азотная кислота и керосин. Запасы топлива хранились на технической позиции СК, а ракета заправлялась непосредственно перед стартом.

Система заправки ракеты Р-12У установленной внутри ШПУ

В состав шахтного комплекса «Двина» входило четыре ШПУ

Всего с 1963 г. по 1966 г. было развернуто около 608 ШПУ, спроектированных в ГСКБ Спецмаш под управлением В.П. Бармина.



Планировка групповой шахтной стартовой позиции ракеты Р-12У

Одноступенчатая БР Р-14, также созданная в ОКБ-586 под руководством М.К. Янгеля в 1958 – 1963 г.г., явилась развитием концепции ракеты Р-12, но она обладала вдвое большей по сравнению с Р-12 дальностью и более высокой готовностью к пуску.

Ввиду более высоких тепловых нагрузок ГЧ Р-14 была выполнена в виде затупленного конуса

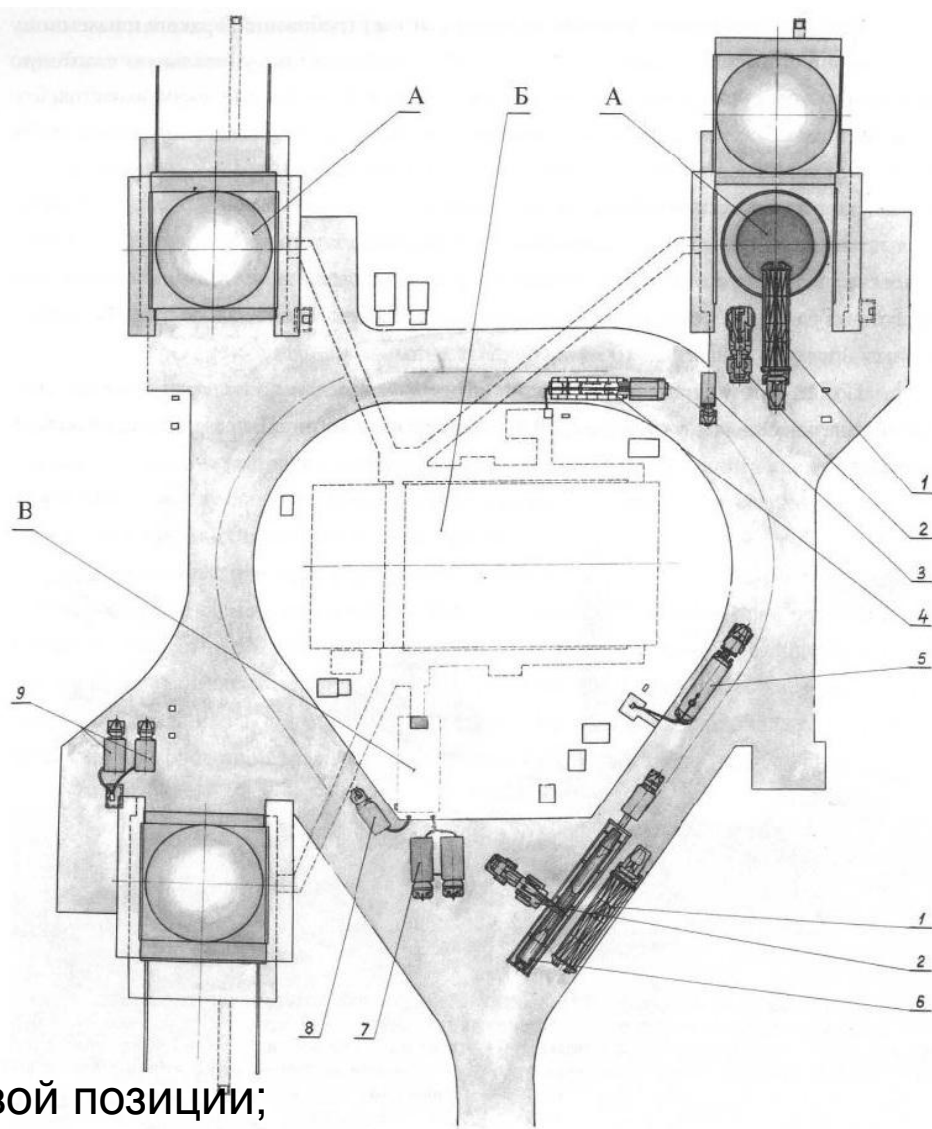
Увеличение запаса топлива достигалось увеличением диаметра баков, при этом впервые использовались «вафельные» обечайки из алюминий-магниевого сплава обработанные химическим фрезерованием. В качестве горючего был применен НДМГ, заменивший керосин, что позволило повысить удельный импульс.

Поскольку Р-14У не обладала межконтинентальной дальностью, и для достижения территории вероятного противника в Западной Европе (ввиду обширной территории СССР в Восточной Европе) было достаточно дальности полета ракеты Р-12 в 2000 км, поэтому в период с 1962 г. по 1969 г. было развернуто всего около 100 ШПУ. В шесть раз меньше чем ШПУ «Двина».



Ракета Р-14У установлена внутри ШПУ, защитная крыша сдвижного типа открыта, на проем газоотводящего тракта уложены площадки обслуживания

Для шахтного базирования использовалась БР Р14У и шахтный боевой стартовый комплекс, группового старта, состоящий из трех ШПУ «Чусовая» 8П764 также разработанных в ГСКБ Спецмаш, ШПУ располагались на расстоянии не менее 100 метров друг от друга.



На рисунке показаны:

А – ШПУ;

Б – технологический блок стартовой позиции;

В – ресиверная сжатых газов;

1 – 9 передвижное технологическое оборудование

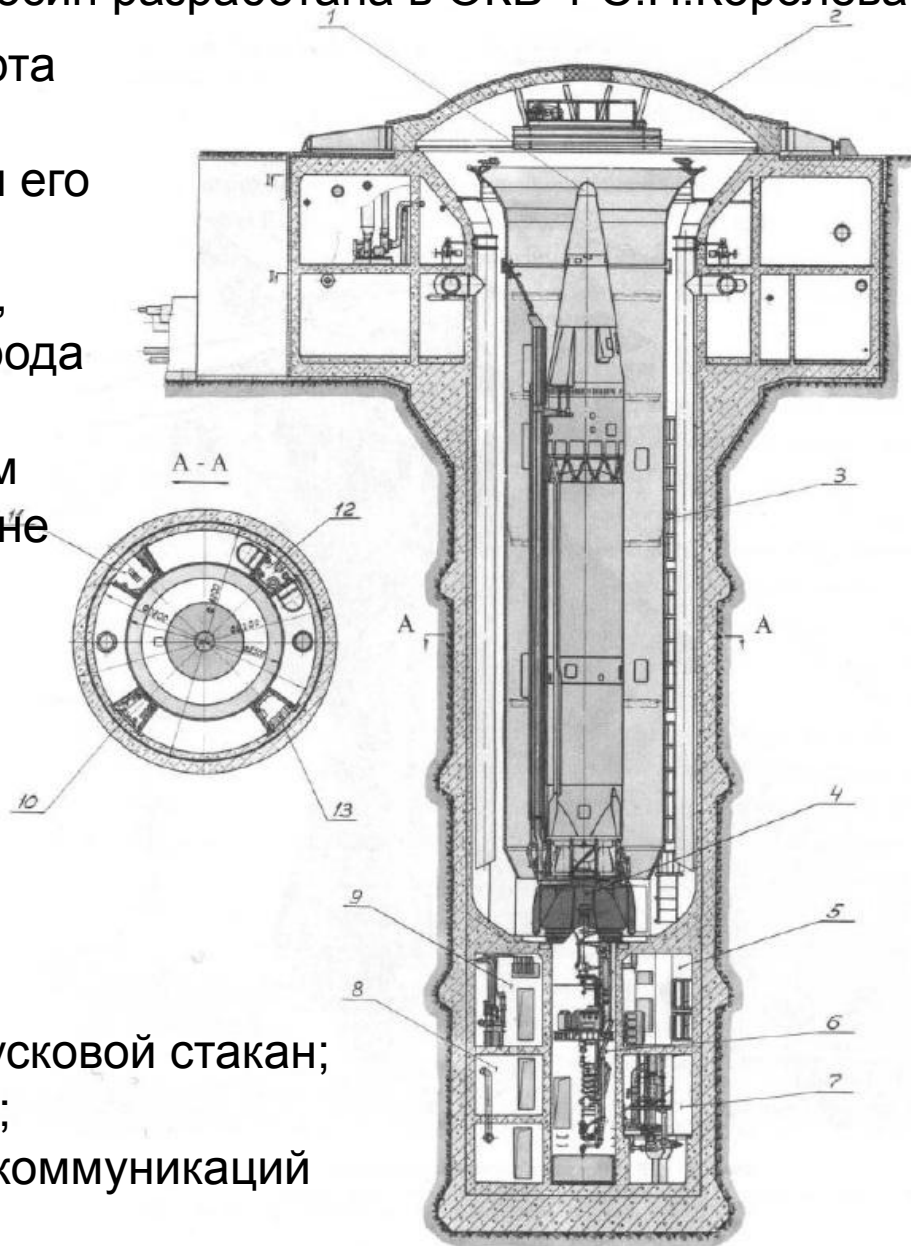
Ракета Р-9А на топливе кислород-керосин разработана в ОКБ-1 С.П.Королева

Впервые была решена задача старта кислородных ракет из ШПУ. Кислород переохлаждался до минус 187°C , а для его хранения на стартовой позиции был создан специальный комплекс средств, обеспечивающий малые потери кислорода на испарение (2 - 3% в год) и его ускоренную заправку в баки (по данным некоторых источников время заправки не превышало 10 мин.).

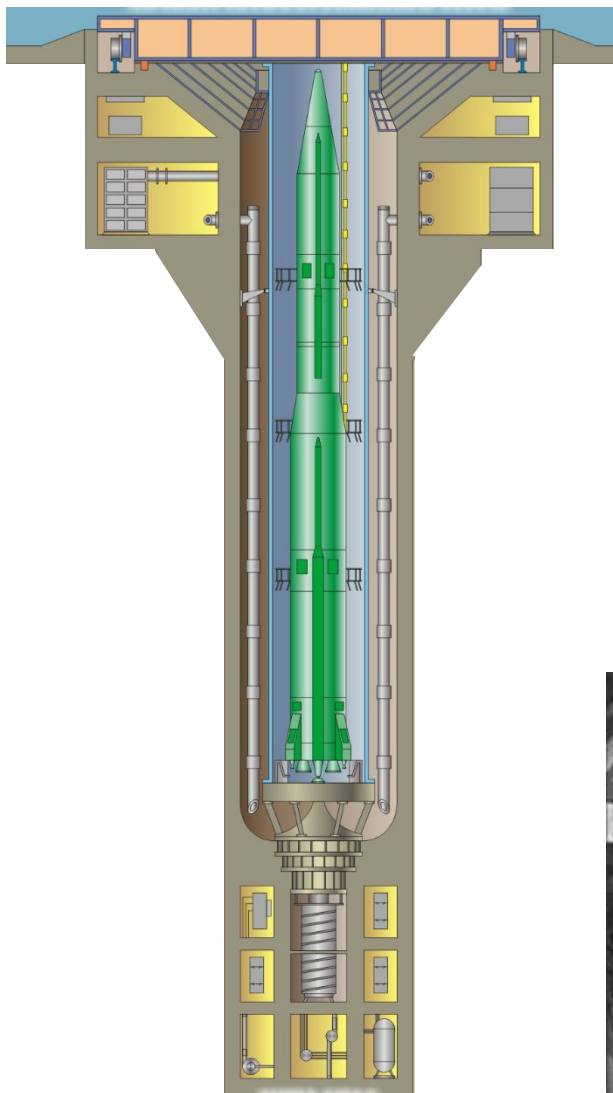
СК «Десна-В» состоял из трех ШПУ, расположенных в одну линию неподалеку, подземного командного пункта, подземных хранилищ КРТ и сжатых газов, пункта управления.

На рисунке обозначены

1 - ракета; 2 – защитная крыша; 3 – пусковой стакан;
4 – 9 – технологическое оборудование;
10 – 13 – коробка для крепления в них коммуникаций КРТ и кабелей, вентиляции и лифта



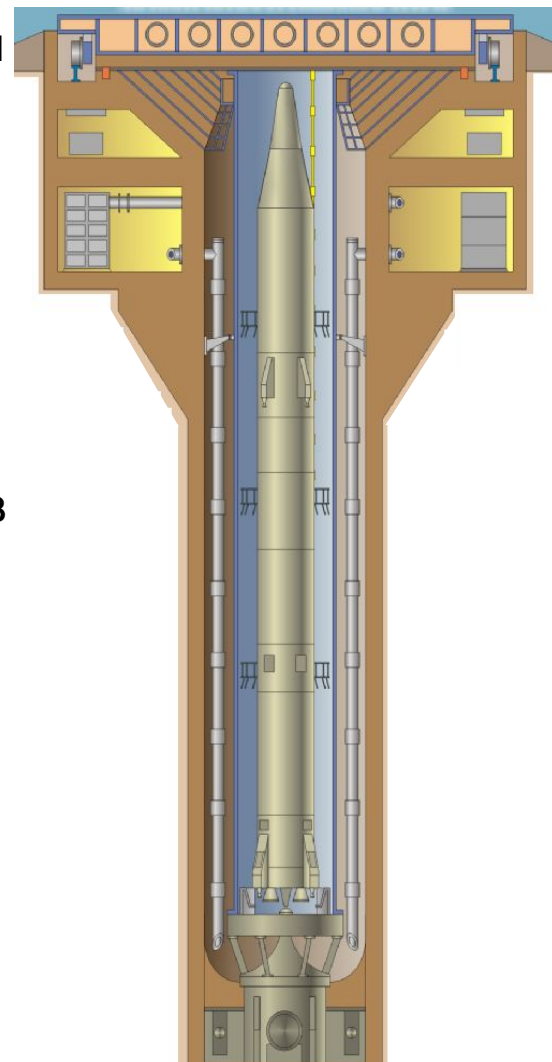
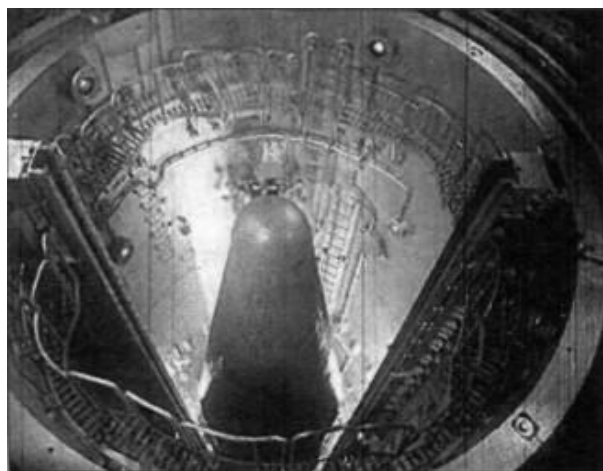
Тема 3.4: Газодинамическая схема старта с изолированными газоходами и выходом ракеты по направляющим



ШПУ для ракеты Р-16У

Данная газодинамическая схема является наиболее совершенной и распространенной среди «горячих» схем старта.

Таких ШПУ построено больше всего в СССР. Впервые направляющие в конструкции ПС для ШПУ применил Е.Г. Рудяк.



ШПУ для ракеты Р-36

Продолжая свою работу, ОКБ-586 в 1956-1961 г.г. разработало двухступенчатую ракету Р-16, которая стала первой МБР, пригодной для массового развертывания в ШПУ, т.к.. В отличие от Р-7 имела меньшие габариты в диаметре за счет поперечного деления ступеней и заправлялась долгохранимыми компонентами топлива (НДМГ и АТ).

Модернизированное изделие Р-16У размещалось в ШПУ группового старта (3 в линию ПУ), которая имела глубину 45,6 м, внутренний диаметр стенок шахты 8,3 м и внутренний диаметр пускового стакана 4,64 м.

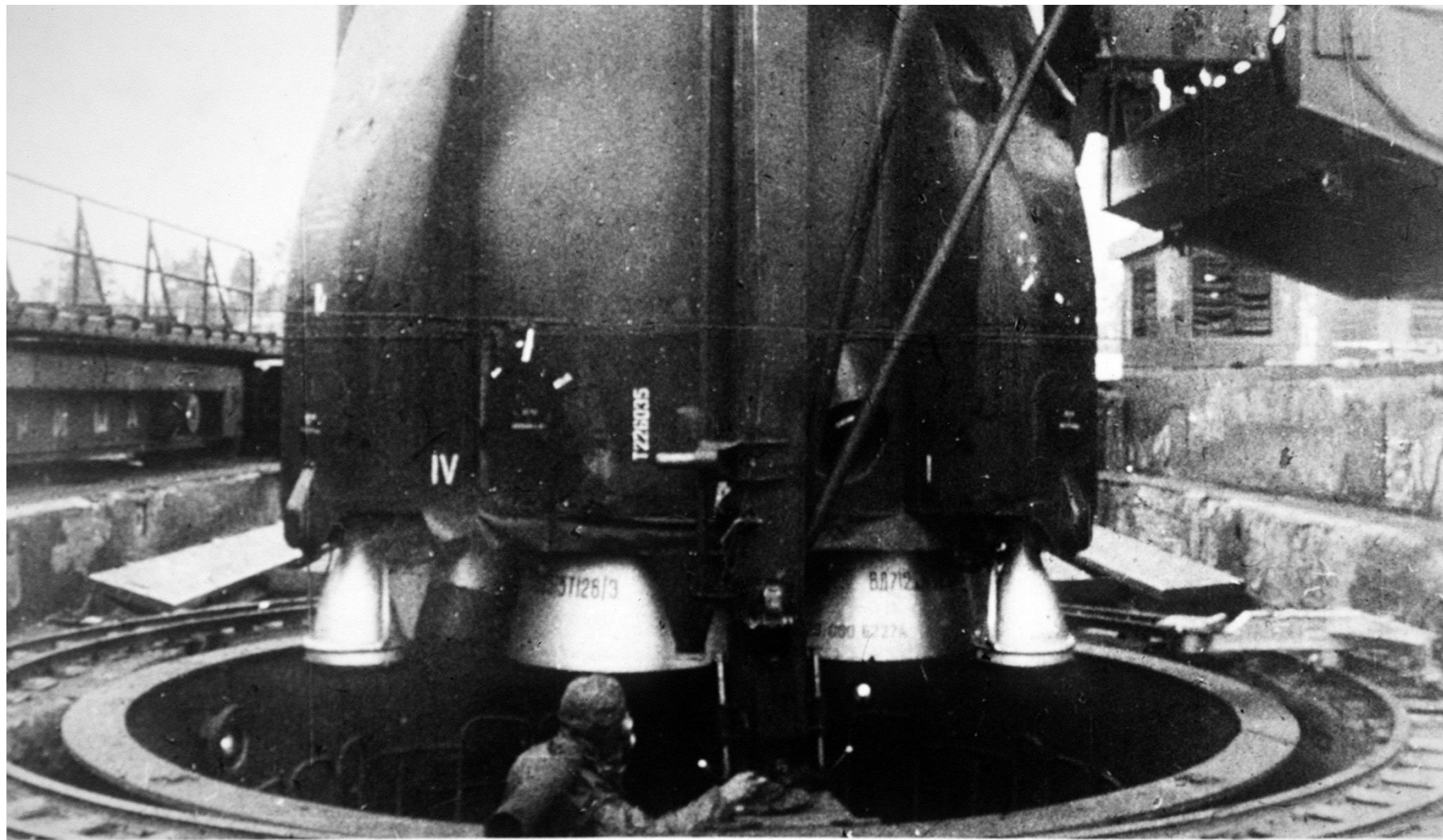
Установка бугелей на ракете и направляющих в ПС позволила в данной газодинамической схеме в сравнении с предыдущими убрать недостатки, связанные с возможным соударением ракеты со стенками шахты при выходе и повышенными требованиями к СУ ракетой.

Дальнейшая модификация этой ракеты Р-36, созданная на втором этапе развития СК СН, размещалась в ШПУ типа одиночный старт и имела более высокую защищенность

Кроме того, установка бугелей позволила снизить нагрузки на хвостовой отсек от динамического воздействия при сотрясении грунта, т.к. ракета становится закрепленной по многоопорной схеме. Что в свою очередь позволяет повысить степень защищенности ШПУ.

Шахтный СК «Шексна-В» группового старта состоял из трех ШПУ подземного командного пункта и хранилища топлива.

ШПУ, разработанные в ЦКБ-34 (впоследствии КБСМ) под руководством Е.Г. Рудяка располагались в линию на расстоянии 60 м друг от друга.



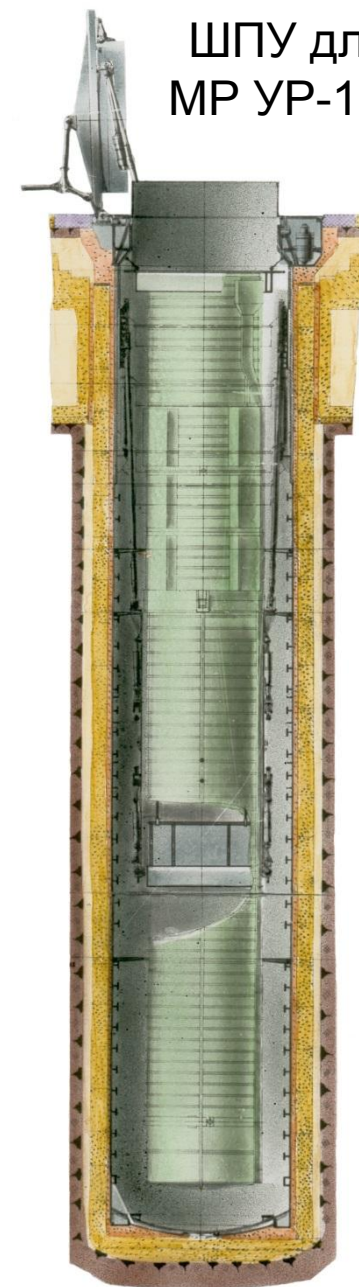
Установка ракеты Р-16У в шахтную пусковую установку

Минометная схема старта является наиболее совершенной из всех газодинамических схем, и позволяет практически исключить воздействие струй на элементы конструкции. Это обстоятельство послужило ее широкому распространению в СПУ, в том числе и для систем ЗРК. Поскольку горячие газы не воздействуют на ПУ, то такая схема получила наименование «холодный» старт

Выход ракеты из ТПК осуществляется за счет создания в подракетном объеме поршневой силы газами ПАД, при этом опорно-обтюраторный пояс герметизирует подракетный объем.

В подракетный объем газы поступают последовательно из одного или нескольких ПАД с размещенными в них зарядами, имеющими прогрессивную поверхность горения. В некоторых схемах минометного старта предусмотрены системы по вытеснению воздуха из начального подракетного объема с целью исключения взрывного догорания горючих компонентов пороховых газов (окись углерода и водород).

ШПУ для
МР УР-100



Суммарное количество порохового газа, необходимое для катапультирования изделия с постоянным давлением в пусковом контейнере определяется из выражения:

$$m_{\Sigma} = p_{\kappa} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\kappa}^2}{4} \cdot \frac{L_{\kappa}}{\eta \cdot R_2 \cdot T_2},$$

где η – коэффициент потерь;

p_{κ} – давление в подракетном объеме в ТПК;

d_{κ} – диаметр ТПК;

L_{κ} – длина ТПК;

R_2 – газовая постоянная продуктов сгорания ПАД;

T_2 – температура продуктов сгорания ПАД.

Параметры R_2 и T_2 характеризуют энергетические свойства топлива применяемого в ПАД.

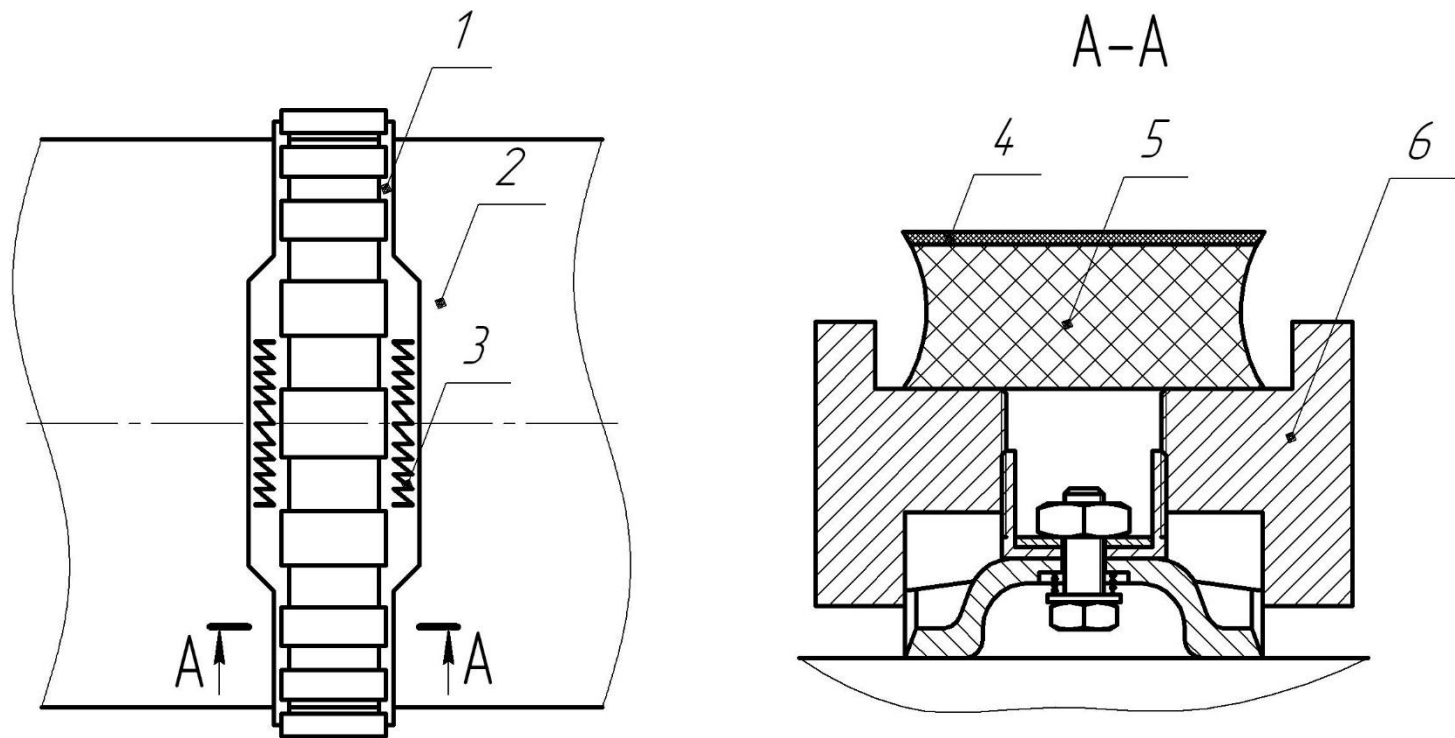
Чем более высокоэнергетическое топливо, тем меньшая масса газа требуется для осуществления пуска и тем меньший размер заряда необходим.

Таким образом минимизируются габариты ПАД.



С завода-изготовителя изделие поставляется в герметизированном ТПК, который предназначен для транспортировки изделия (всеми видами транспортных средств), перегрузки с одних транспортных средств на другие, загрузки в ШПУ, хранения, подготовки к пуску и пуску изделия.

Изделие устанавливается в ТПК с помощью кольцевых (или сегментных) поперечных опор и от продольного перемещения внутри ТПК удерживается системой продольных опор, расположенных в нижней части ТПК.



1 – кольцевой пояс; 2 – ТПК; 3 – толкатель; 4 – фторопластовые накладки; 5 – амортизатор; 6 - башмак

Поперечные кольцевые опоры служат для передачи эксплуатационных и рабочих нагрузок от изделия на ТПК (и обратно), обеспечивают опирание изделия в ТПК в горизонтальном положении и служат направляющими при старте.



После выхода из ТПК поперечные опоры сбрасываются с изделия. Разрушение механической связи изделия с ТПК (продольных опор) при старте осуществляется с помощью подрыва пироболтов или УКЗ.



Опоры выполнены в виде нескольких кольцевых поясов 1, которые закрепляются на шпангоутах корпуса и поддоне изделия. Кольца выполнены из алюминиевого сплава и выставляются относительно теоретической оси изделия при помощи башмаков 6, радиально расположенных относительно кольца.

На наружной поверхности колец закреплены амортизаторы 5, взаимодействующие с внутренней поверхностью ТПК фторопластовыми накладками 4. Для исключения продольных перемещений каждое кольцо крепится упорами на корпусе изделия.

Каждое кольцо состоит из двух полуколец, соединенных между собой при помощи разрывных болтов. Поперечные опоры отбрасываются с изделия после его выхода из ТПК. Для сброса опор в местах разделения их на секции установлены пружинные толкатели 3, которые после срабатывания разрывных болтов расталкивают полукольца опор перпендикулярно к продольной оси изделия.

Достоинства схемы:

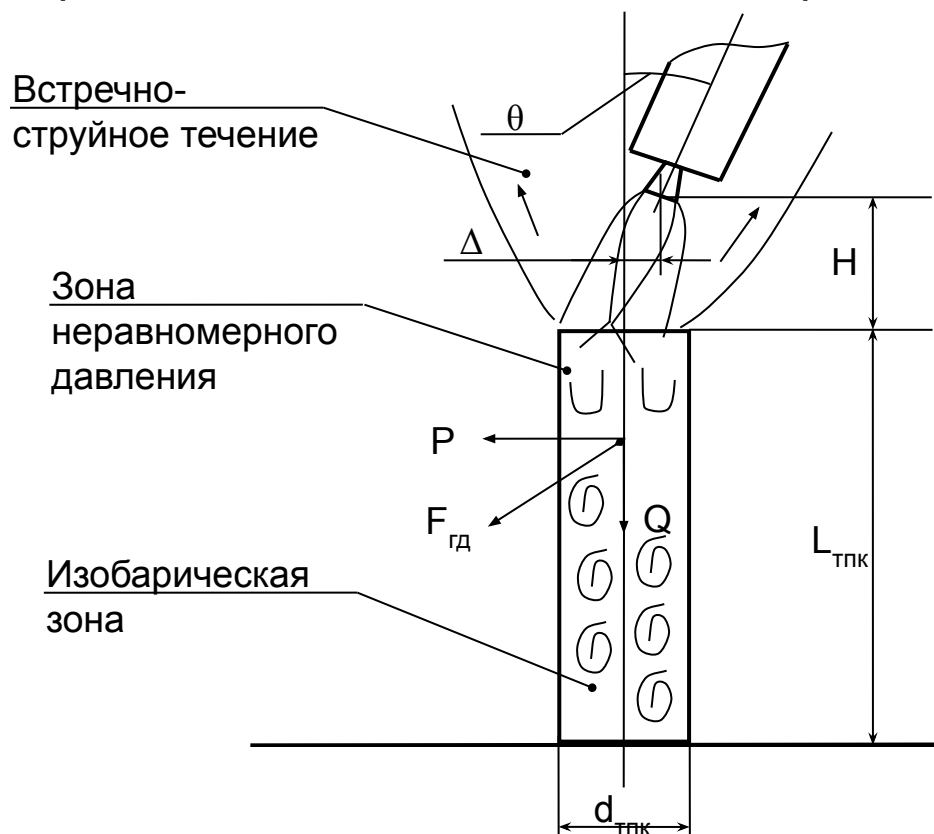
- 1) лучшая в сравнении с другими схемами старта энергетика, т.к. часть энергии ракета получает от внешнего источника (начальная скорость ракеты находится в диапазоне от 20 до 50 м/с);
- 2) отсутствие целого ряда конструктивных элементов – ГО, газохода, газоповоротных решеток, что упрощает конструкцию ШПУ и снижает стоимость изготовления;
- 3) наименьший диаметр ствола шахты среди всех схем, поэтому более высокая степень защищенности ШПУ;
- 4) уменьшение воздействия газовой струи на элементы конструкции, т.к. двигатель запускается на удалении от верхнего среза ТПК.

Применение минометной схемы позволяет решить проблему приспособляемости ракеты к различным видам базирования и типам ПУ

Недостатки схемы:

- 1) элементы вертикальной системы амортизации сильно нагружены в момент старта;
- 2) необходимо экспериментальное и теоретическое обоснование выбора высоты запуска ДУ.

При взаимодействии струй с ТПК экспериментально установлено два режима течения – квазистационарный и автоколебательный



Квазистационарный является основным, а автоколебательный возможен только при определенных сочетаниях взаимного расположения струи и ТПК

Экспериментальная отработка заключается в определении положений ракеты, при которых вероятно возникновение автоколебательных режимов взаимодействия.

Структура течения на этом режиме характеризуется:

- встречно-струйным течением;
- внутренним встречно-струйным течением в ТПК от его среза до области разворота газового потока (зона неравномерного распределения давления);
- слабовыраженным вихревым течением в области, ограниченной разворотом потока и дном ТПК (изобарическая зона).

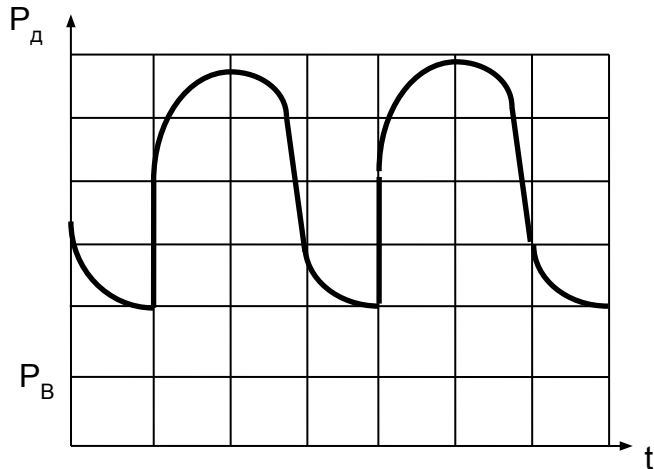
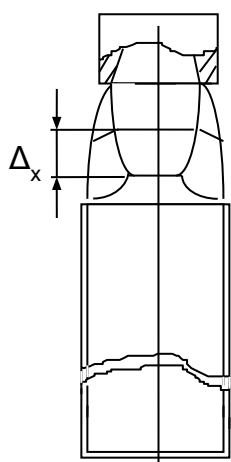
На внутренней поверхности ТПК образуется неравномерное распределение давления, являющееся причиной возникновения газодинамической силы $F_{гд}$, которую целесообразно разложить на две составляющие – продольную силу Q и поперечную силу P . Величина продольной нагрузки может достигать до 150% от тяги ДУ, а поперечной нагрузки до 15%.

Наибольшее влияние из определяющих факторов на уровень нагружения ТПК оказывает отношение диаметров $d_{мпк}/d_a$. Наиболее опасный случай соответствует полному затеканию струи в ТПК в пределах первой УВК, при этом отношение диаметров составляет 1,3 .. 2,5.

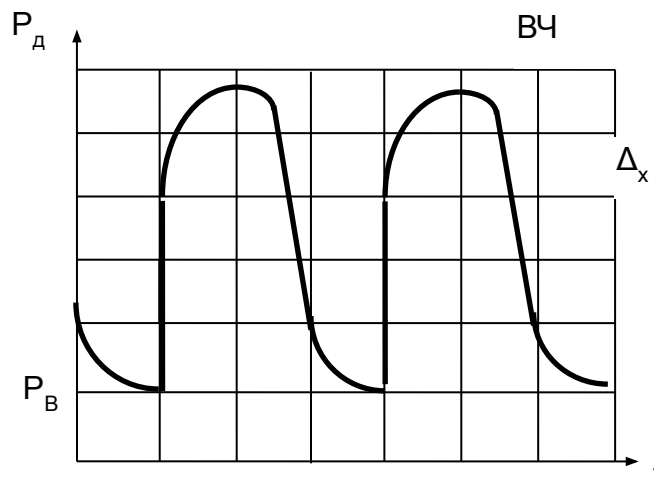
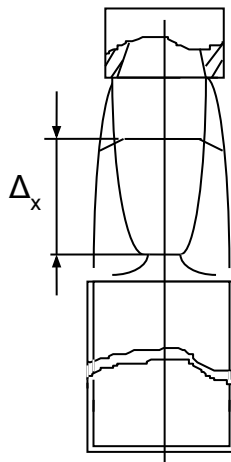
При уменьшении значения $d_{мпк}/d_a$ на определенном удалении от среза ТПК, когда точка отражения висячего скачка от оси струи расположена в области верхнего среза ТПК, квазистационарный режим взаимодействия становится неустойчивым и возникает автоколебательный режим. Наибольшая амплитуда колебаний давления внутри ТПК наблюдается при соосном расположении осей сопла и ТПК.

Возможно два низкочастотных режима колебаний и один высокочастотный.

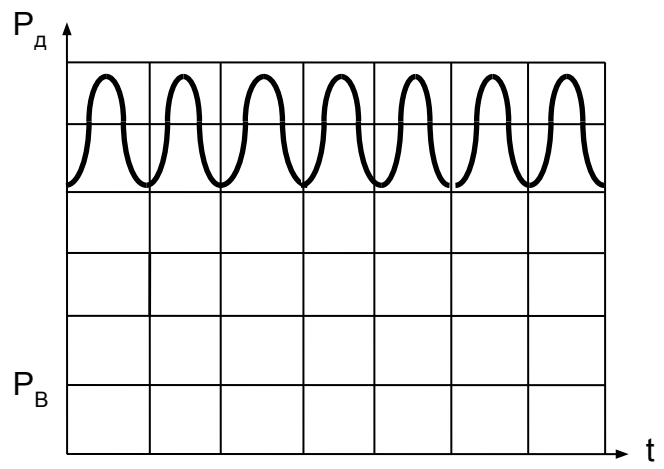
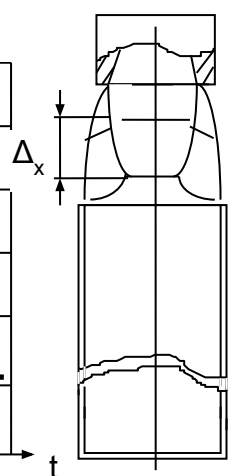
НЧ-1



НЧ-2



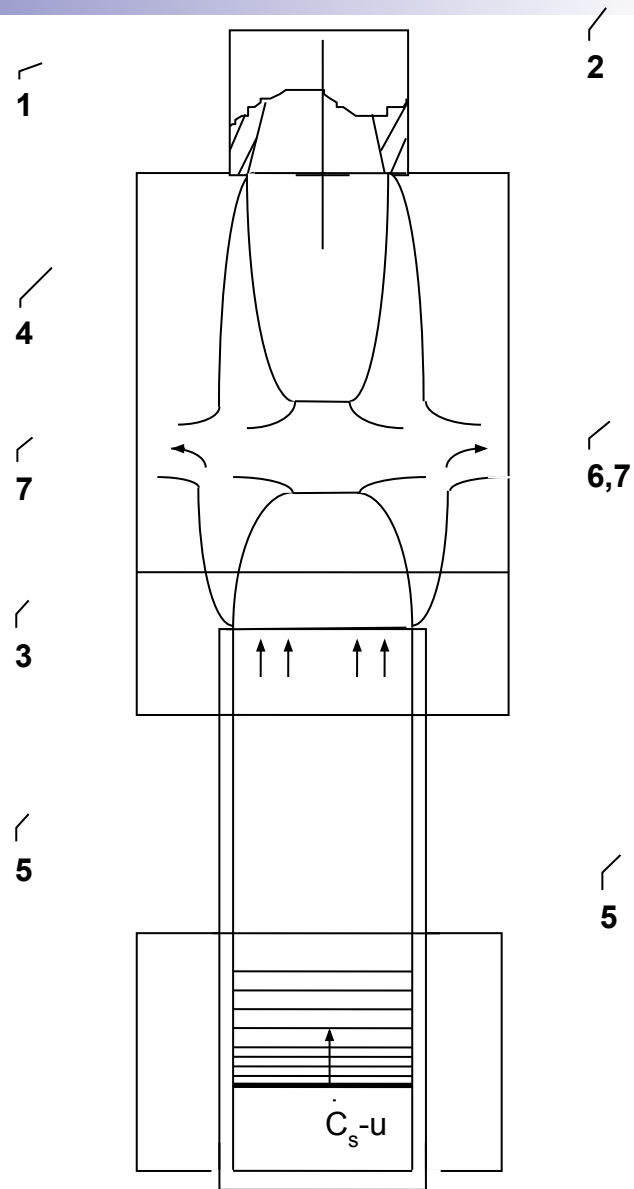
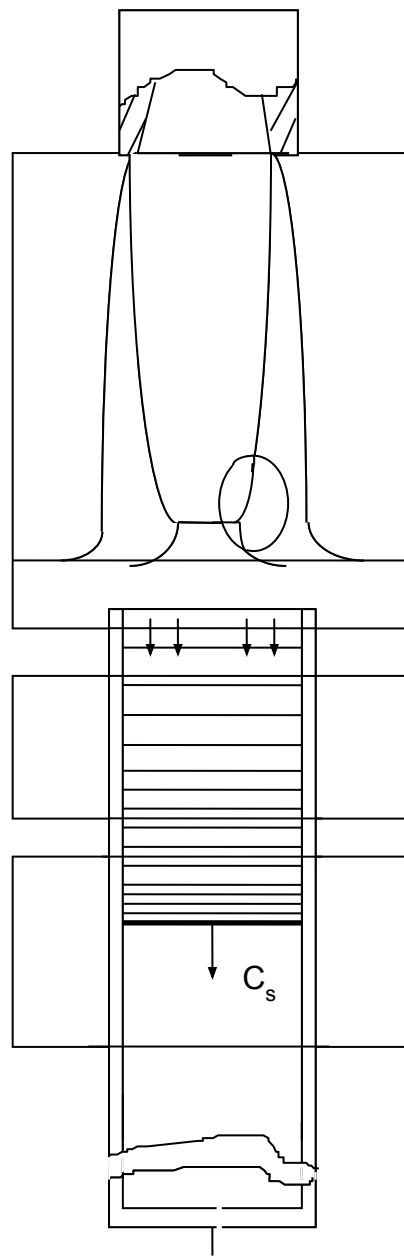
ВЧ



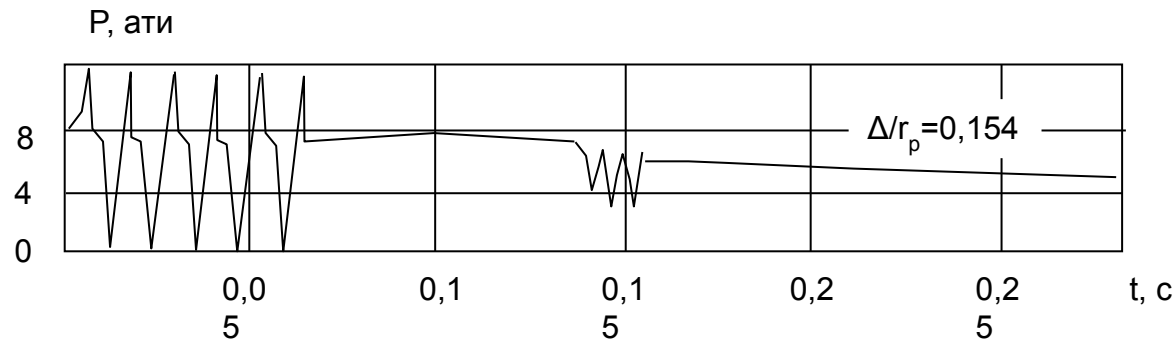
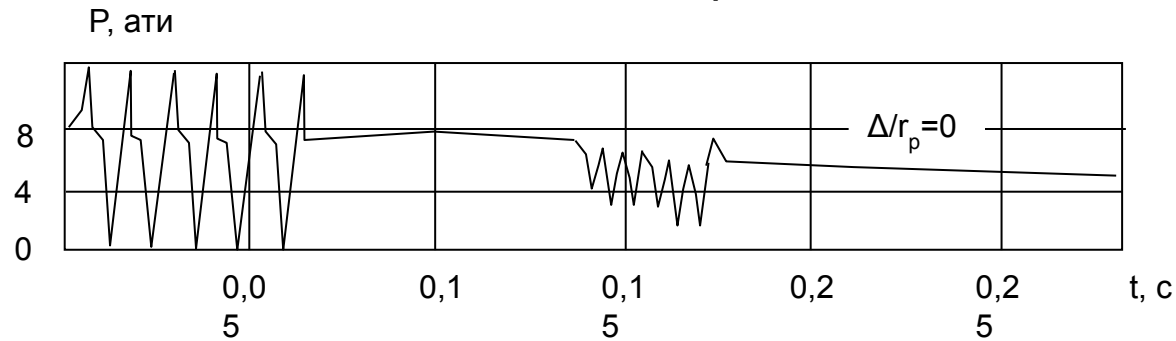
Во всех автоколебательных режимах наблюдается постепенное, от одного цикла к другому, повышение температуры газа в донной области ТПК. Увеличение тепловой энергии объясняется работой сил продольной вязкости, которые действуют во фронтах волн сжатия, распространяющихся внутри ТПК. Эти силы совершают при движении волн работу над газом, преобразующуюся в тепло.

U - скорость газа;

C_s - скорость распространения волн сжатия относительно газа.



На рисунках показано колебание давления внутри ТПК при реализации автоколебательных режимов.



Учет автоколебательных режимов при проектировании ПУ необходимо проводить во избежание возникновения резонансных явлений. Наличие газодинамической силы на ТПК может повлиять на устойчивость ППУ в целом. Так в БЖРК ввиду малой базы в поперечном направлении, характеризующейся шириной железнодорожной колеи в 1520 мм, до запуска основного ДУ включаются двигатели увода, склоняющие ракету на заданный угол θ и предотвращающий затекание струи в ТПК.

Тема 4: Физические процессы при взаимодействии струи с элементами конструкции ШПУ

1) В момент запуска ДУ ракеты возникает импульсное повышение давления, обусловленное быстрым нарастанием давления в КС ДУ. Интенсивность импульсного давления зависит от площади и геометрии проходных трактов. Основное количество энергии ПУВ и продуктов сгорания направляется газоотражателем в газоход, нагрузки на ракету снижаются за счет экранирующего действия ПС. Этот процесс определяет динамическое нагружение ракеты и элементов ШПУ в период выхода ДУ на режим работы.

2) После прохождения ПУВ по трактам ШПУ распространяются волны разрежения, а затем устанавливается квазистационарный режим течения.

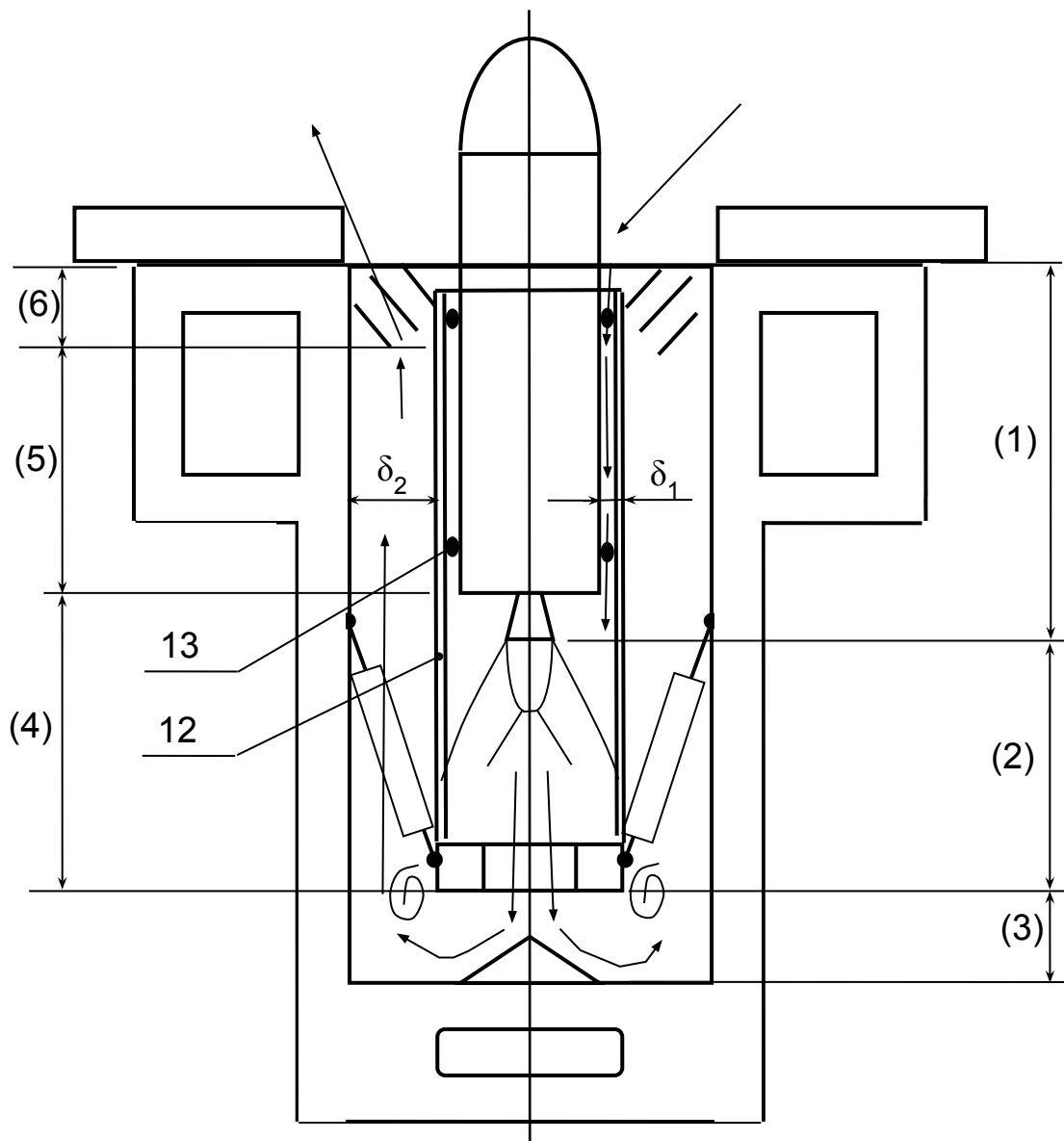
3) Формируются струи, параметры которых (давление, температура, скоростной напор, продолжительность действия) определяют силовые и тепловые нагрузки на ПУ и ракету в период ее движения по направляющим.

4) Вследствие эжектирующего действия струй, обладающих большой кинетической энергией, в зазоре между ПС и ракетой возникает разрежение, вызывающее приток газов из атмосферы внутрь ШПУ.

5) ПС струй взаимодействуя с ГО направляются в газоход, внутри которого устанавливается дозвуковое истечение.

6) На выходе из газохода для предотвращения «закольцовки» горячих газов установлены газоповоротные решетки, отклоняющие газы в сторону от ракеты.

Таким образом, при выходе ракеты устанавливается течение газа в зазорах δ_1 и δ_2 , которое может быть подразделено на несколько участков:



- 1) Дозвуковое течение эжектируемого потока в ПС;
- 2) Смешение сверхзвуковой струи и эжектируемого потока;
- 3) Разворот струйного течения на газоотражателе;
- 4) и 5) течение горячих газов в газоходе;
- 4) Выравнивание потока;
- 5) Одномерное течение;
- 6) Течение на газоповоротных решетках.

Основные факторы, влияющие на нагружение элементов конструкции:

Создание эжектируемого потока сравнительно холодного газа с малыми скоростями течения снижает силовые и тепловые нагрузки, действующие на ракету. (в зависимости от геометрии трактов в ПС могут появиться направленные вверх вихревые токи горячих газов, действующих на ракету)

ПС подвергается в процессе старта силовому и тепловому воздействию, вызывающему термические напряжения и деформации со стороны струй и газов, движущихся в газоходах (теплообмен в ШПУ интенсивней чем при таких же начальных данных в неограниченном пространстве)

ГО подвергается интенсивному силовому и тепловому воздействию со стороны струй, а также эрозионному воздействию из-за влияния сил вязкости в струях. Бетонный ствол шахты также подвержен эрозии.

У верхнего среза ШПУ в зоне взаимодействия эжектируемого потока и газов, выходящих из газохода, происходит аэродинамическое воздействие на ракету, особенно опасное при повороте отводимых газов из газохода к ракете и частичное направление их в ствол ШПУ (так называемая «закольцовка»).

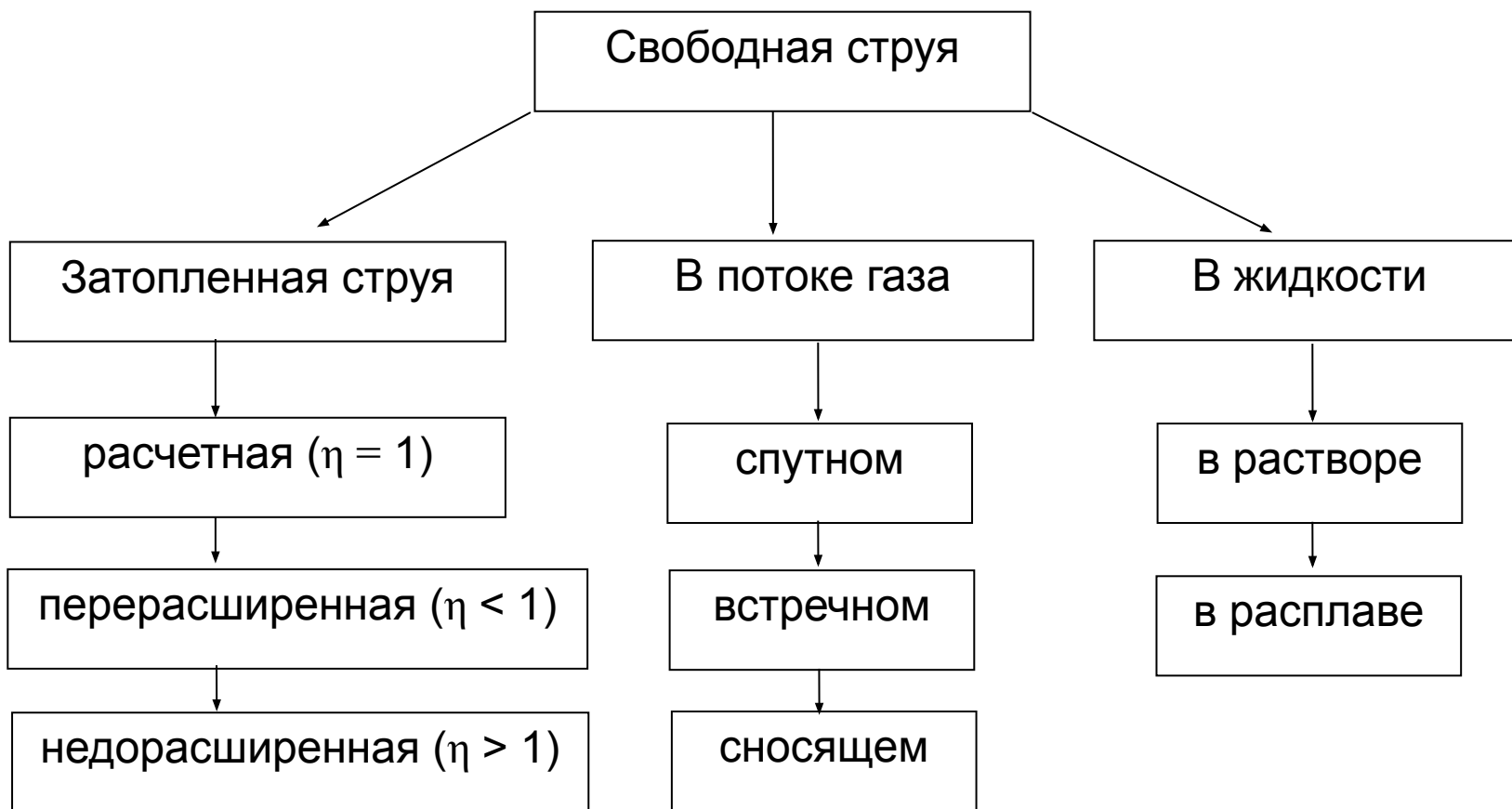
Тема 4.1: Свободная сверхзвуковая неизобарическая струя

Процесс распространения сверхзвуковых струй в воздушной среде в общем случае является нестационарным, но ввиду незавершенности теории турбулентности и на основании экспериментальных данных основное внимание при изучении струй отводят осредненному по времени движению.

Классификация струйных течений

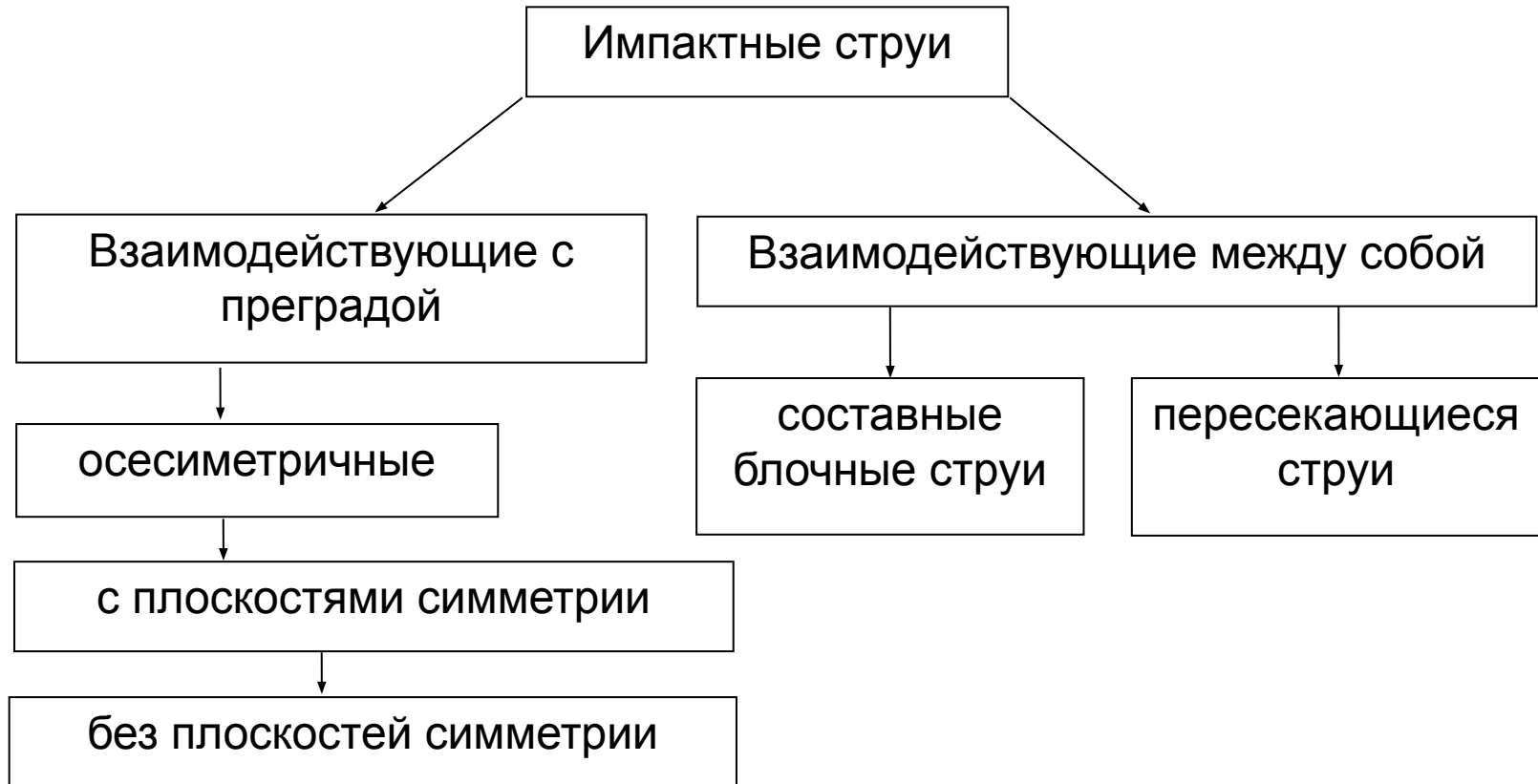
- по форме сопла на плоские, осесимметричные и трехмерные;
- по роду рабочего тела на однофазные, двухфазные и многофазные;
- по величине энтальпии торможения и структуре внутренней энергии молекул рабочего газа на низкотемпературные (внутренняя энергия молекул состоит только из энергии поступательных и вращательных степеней свободы), высокотемпературные (возбуждены также колебательные степени свободы) и плазменные (существенен вклад энергии ионизации);
- по степени разреженности рабочего тела на плотные струи и струи разреженного газа;
- по зависимости параметров течения от времени на стационарные и нестационарные;
- по взаимодействию струи с окружающей средой и физическими объектами, находящимися в ней на свободные и импактные (струи, взаимодействующие с преградами).

Классификация свободных струйных течений



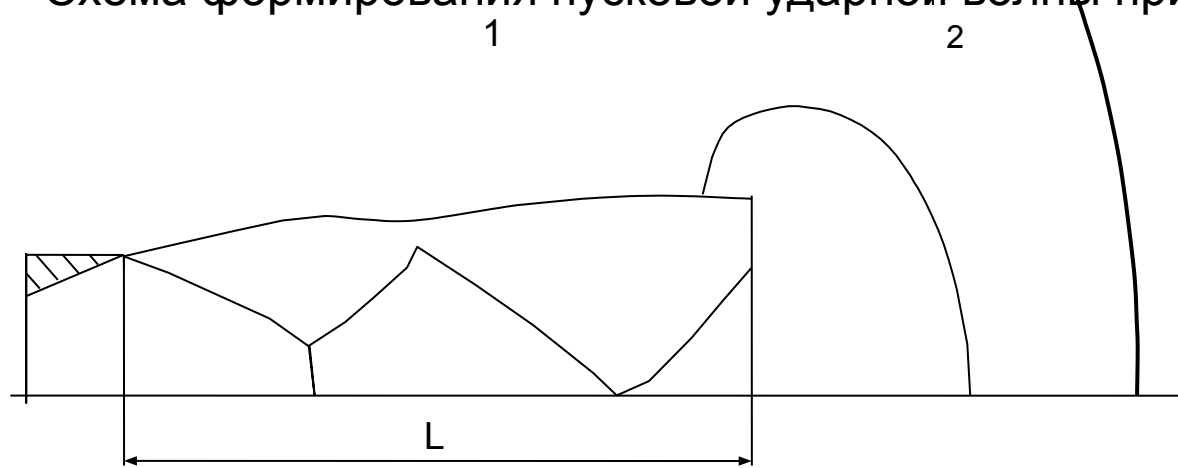
Затопленная струя – это такая струя, которая истекает в невозмущенное окружающее пространство (воздух, вакуум).

Классификация импактных струйных течений



Преграды можно условно разделить на открытые, произвольной формы и полости. Формы и размеры геометрических ограждений существенно влияют на структуру струи и являются классификационными признаками.

Схема формирования пусковой ударной волны при запуске двигателя



- 1 – начальный участок;
- 2 – уплотненный слой;
- 3 – зона формирования волн сжатия;
- 4 – пусковая ударная волна;
- 5 – фронтальная граница.

5 3 4

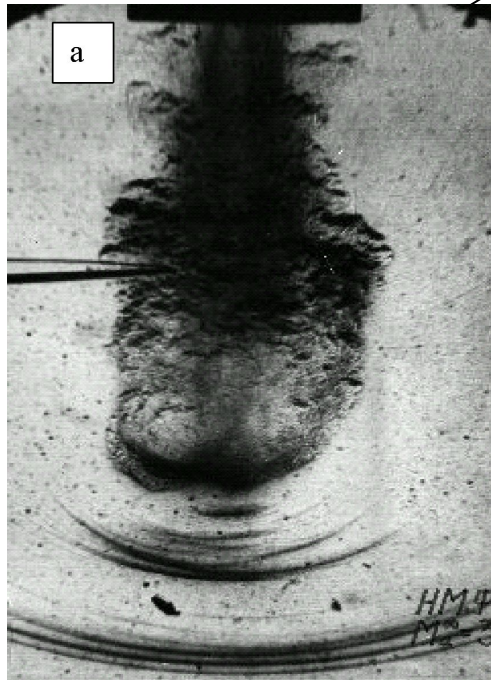
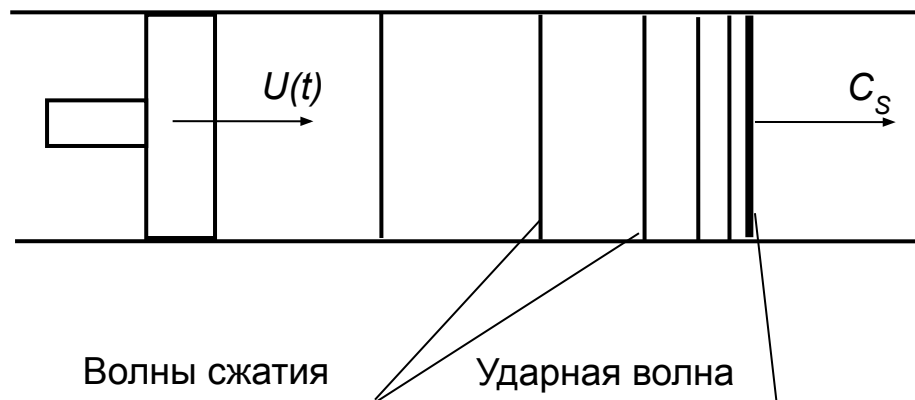


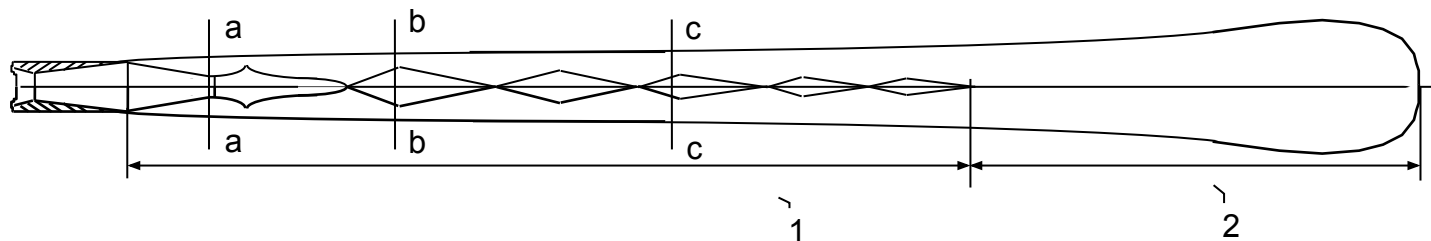
Схема формирования ударной волны при движении поршня



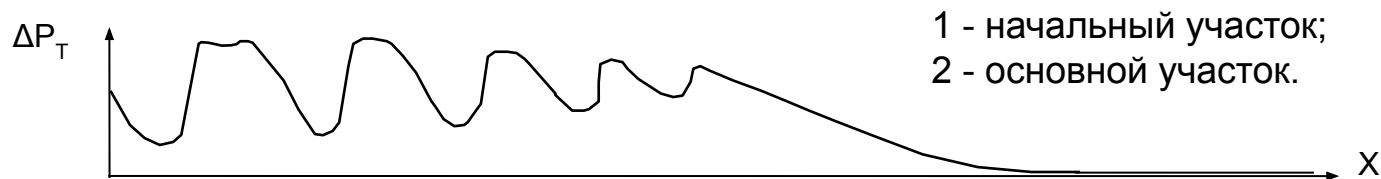
Волны сжатия

Ударная волна

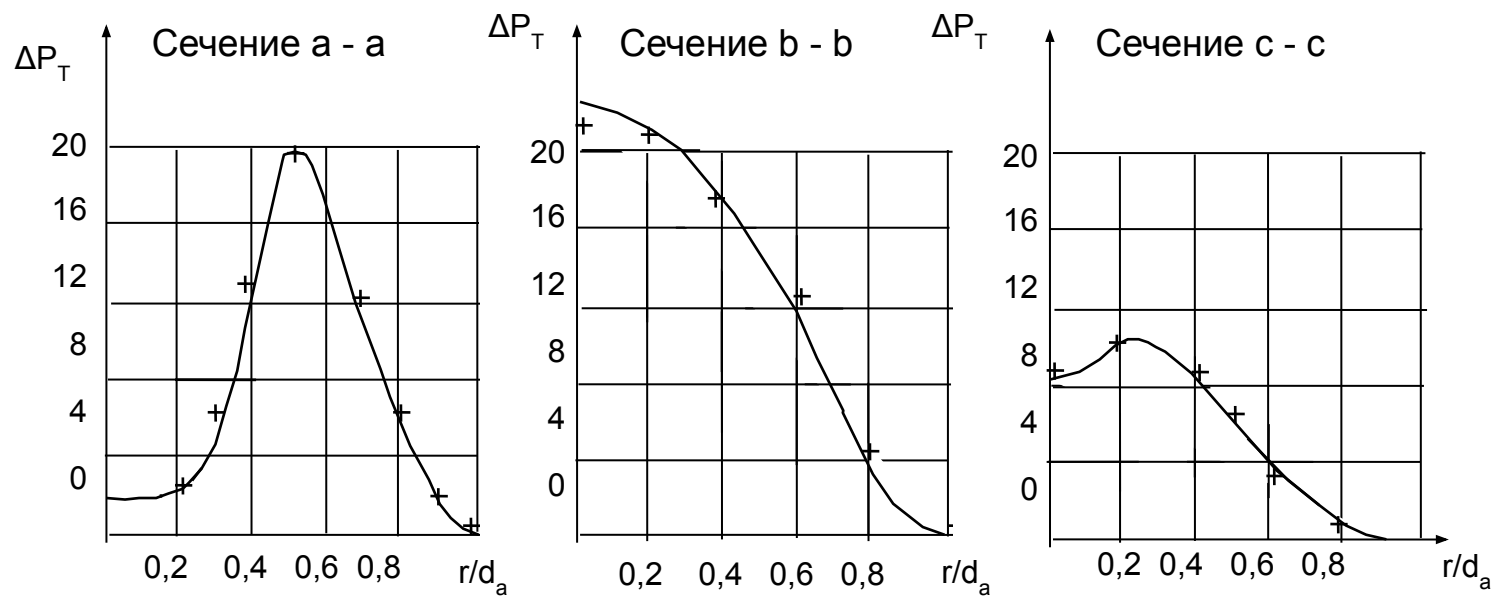
а) структура струи



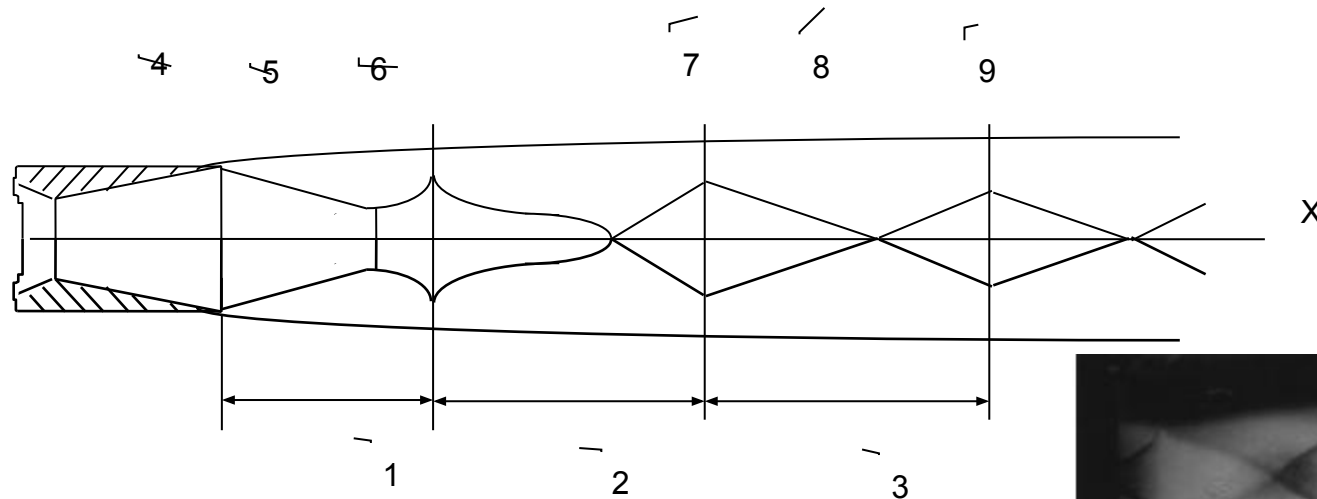
б) распределение давления торможения вдоль оси



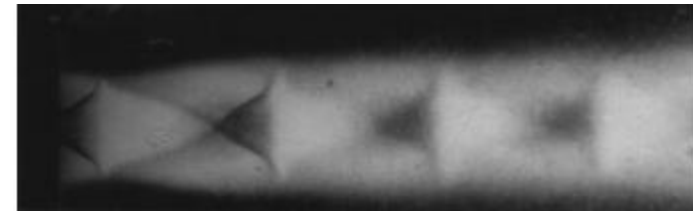
в) распределения давления торможения в поперечных сечениях



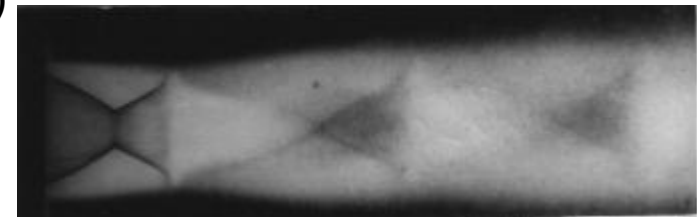
Газодинамическая структура начального участка струи



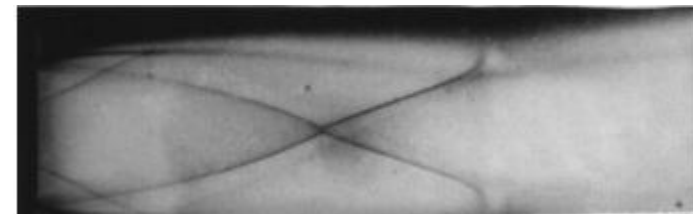
$P_{кс} = 7$ ати



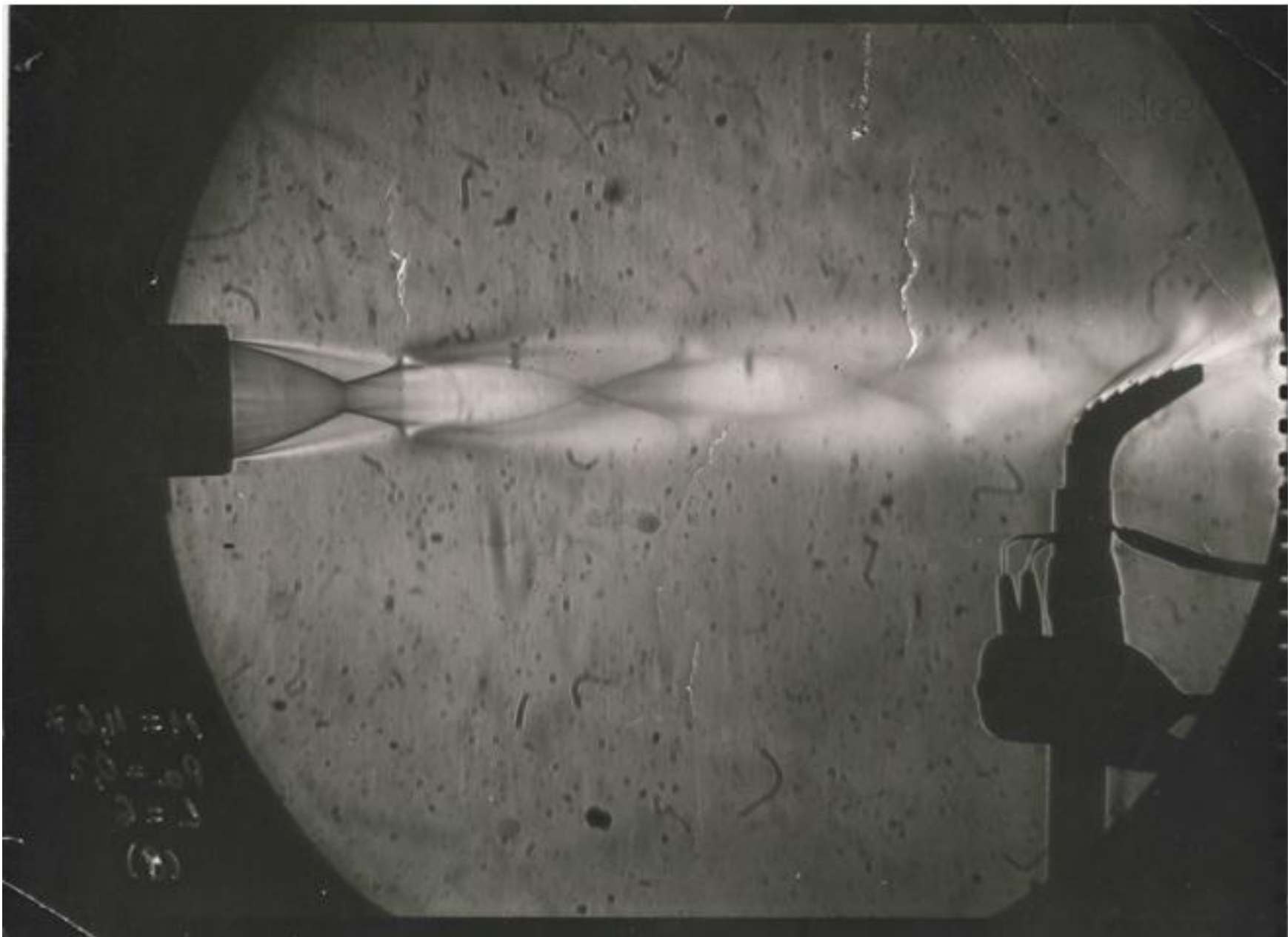
$P_{кс} = 11$ ати



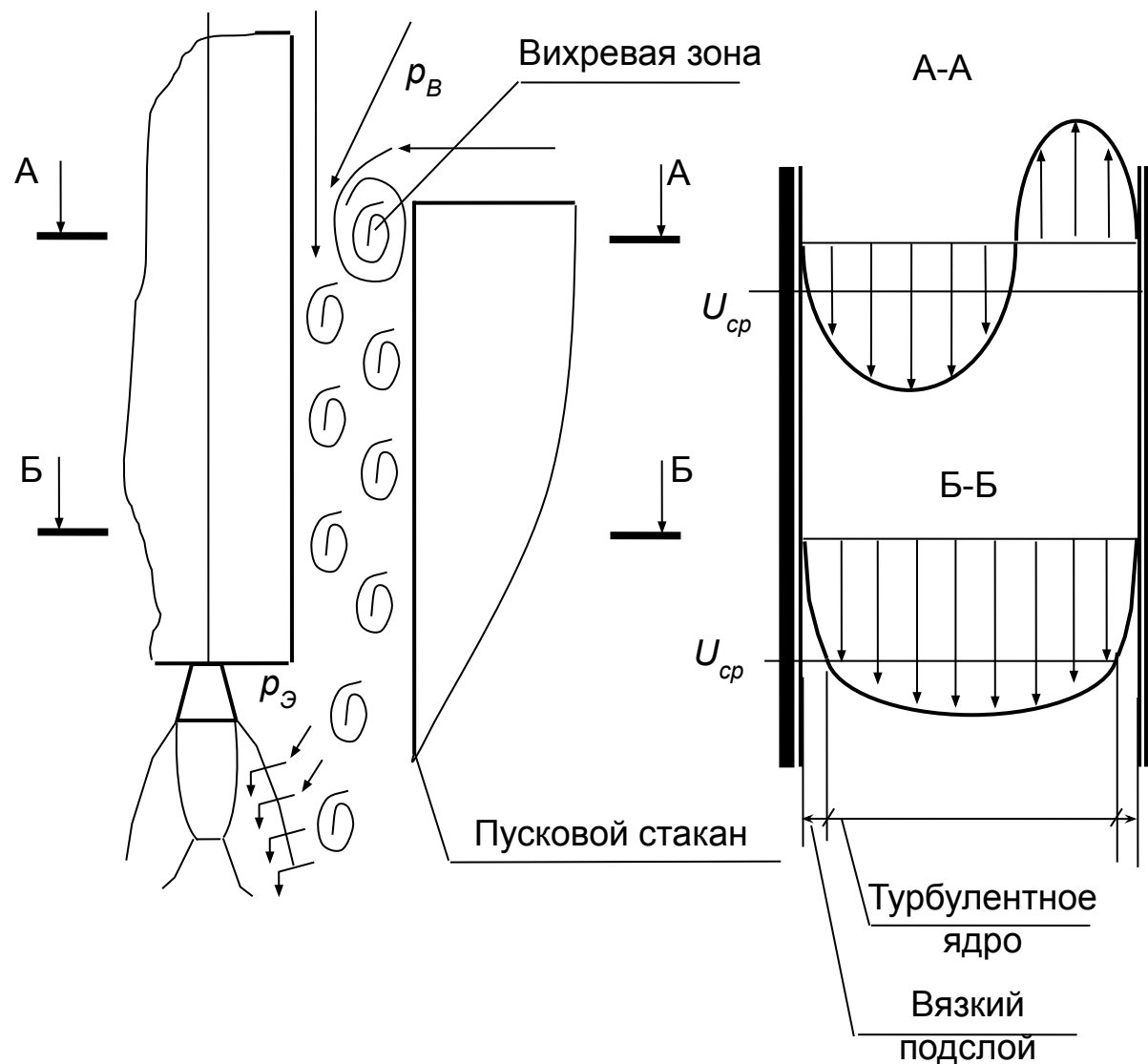
$P_{кс} = 36$ ати



- 1 – Первая ударно-волновая конфигурация (УВК)
- 2 – Вторая УВК
- 3 – Типовая УВК
- 4 – Изоэнтропическая зона
- 5 – Сжатый слой
- 6 – Разгонная зона
- 7 – Падающий скачок уплотнения
- 8 – Отраженный скачок уплотнения
- 9 – Граница струи



Тема 4.2: Дозвуковое течение эжектируемого потока в пусковом стакане



Участок (1) представляет собой течение в кольцевом зазоре между стенками ПС и корпусом ракеты (зазор δ_1) и обусловлен эжекционными процессами.

Явление эжекции возникает в результате вязких свойств газа и развивается на границе струи.

Захватываемый струей воздух уносится от днища ракеты таким образом, что создается область разрежения, а давление $p_{\text{э}}$ становится ниже атмосферного p_B . Под действием перепада давлений формируется эжектируемый поток

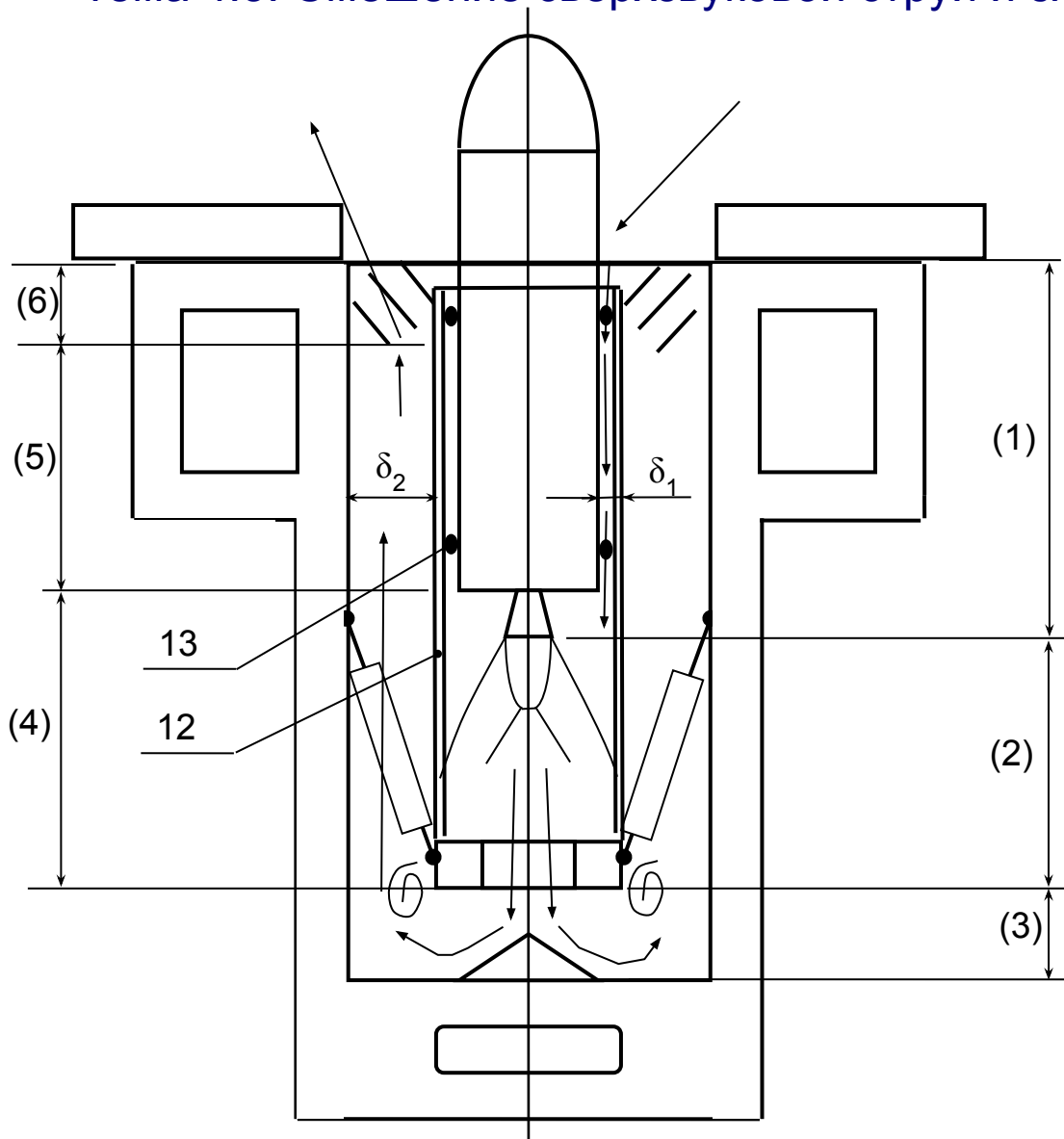
Вблизи кромки кольцевого зазора возникают циркуляционные (вихревые) зоны, из-за инерционных свойств реального газа

Этот процесс может быть проиллюстрирован эпюрой распределения скоростей эжектируемого потока в сечении А-А. Распределение скоростей неравномерное, поэтому в этой области течения происходит перераспределение энергии (кинетической, потенциальной и тепловой).

Ниже вихревой зоны эжектируемый поток становится турбулентным и неравномерность распределения скоростей быстро исчезает. Устанавливается так называемый «трубный профиль» (см. эпюру скоростей в сечении Б-Б), который можно подразделить на две части: турбулентное ядро и вязкий подслой.

«Трубный профиль», с достаточной для инженерной практики точностью, можно осреднить. пренебрегать изменением параметров в поперечных сечениях (трением о стенку) возможно только в гидравлически коротких каналах.

Тема 4.3: Смещение сверхзвуковой струи и эжектируемого потока



На участке течения (2) происходит взаимодействие между ограниченной стенками ПС сверхзвуковой струей и в воздухе в донной области ракеты.

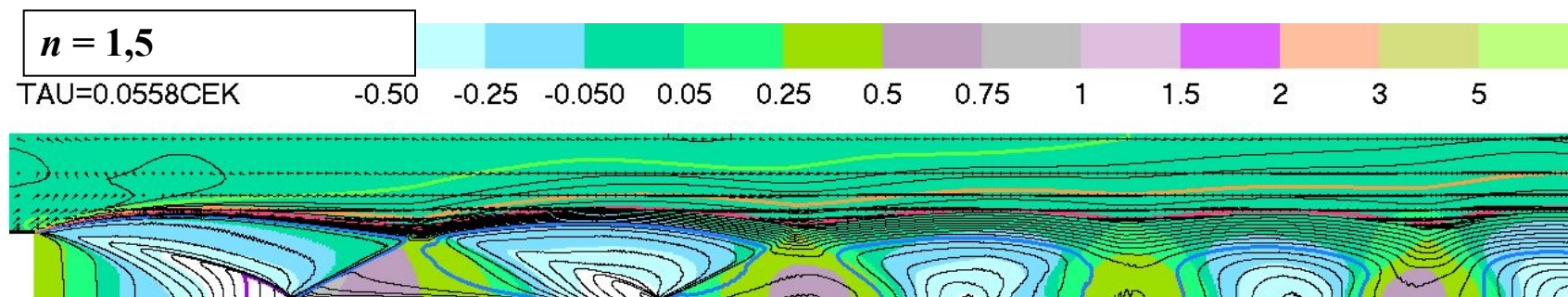
Внутри ПС до момента натекания струи на ГО распределение параметров вдоль оси практически такое же, как в свободной струе

По поперечным сечениям распределение параметров несколько отличается от свободной струи, что связано с ее взаимодействием со стенками стакана. При этом для приближенных расчетов часть струи может быть «вырезана», а изменением профилей за счет взаимодействия пренебрегают. Расхождения могут наблюдаться при определении статического давления в потоке. Вдоль стенок пускового стакана оно будет выше, чем в свободной струе на этом же удалении от оси.

Структура сверхзвуковой струи, распространяющейся от момента запуска ДУ внутри ПС до момента выхода его на некоторый установившейся режим претерпевает изменения, связанные с изменением по времени нерасчетности.

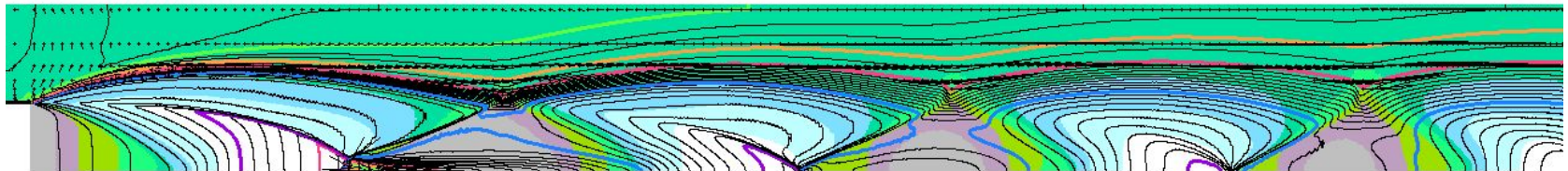
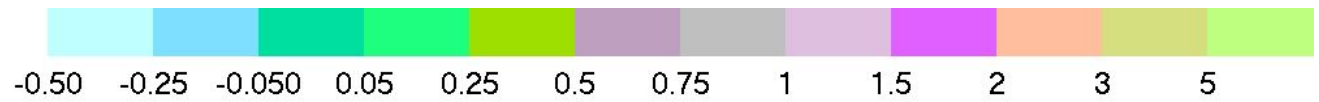
Недорасширенная одиночная струя ($M_a=2$, $\alpha=0$)

при увеличивающейся с течением времени нерасчетности $n = 1,5-5,2$



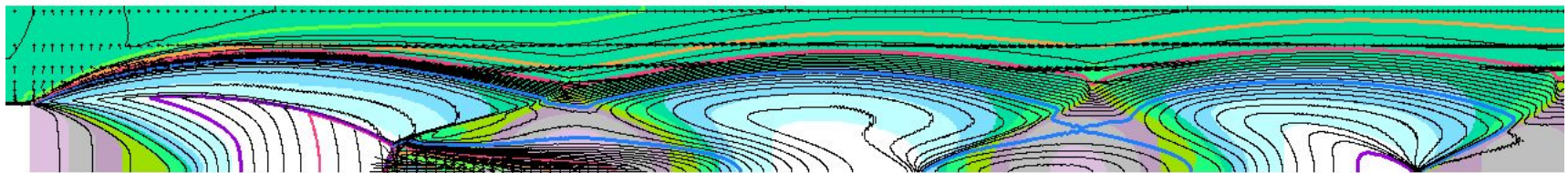
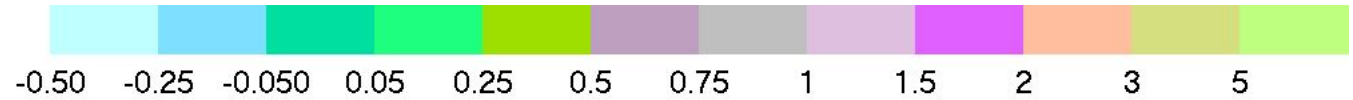
$n = 2,0$

TAU=0.0815CEK



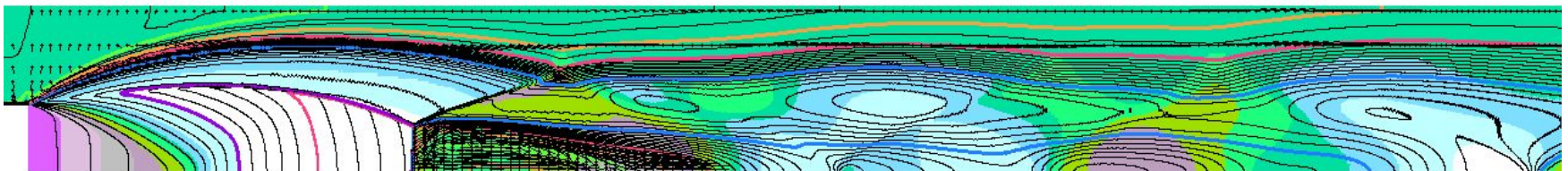
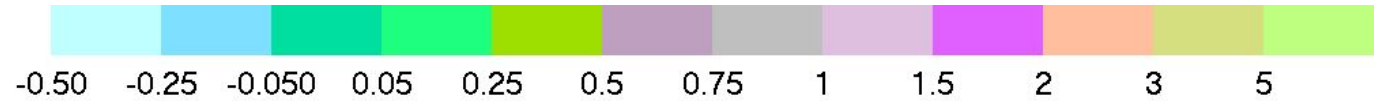
$n = 2,50$

TAU=0.1073CEK



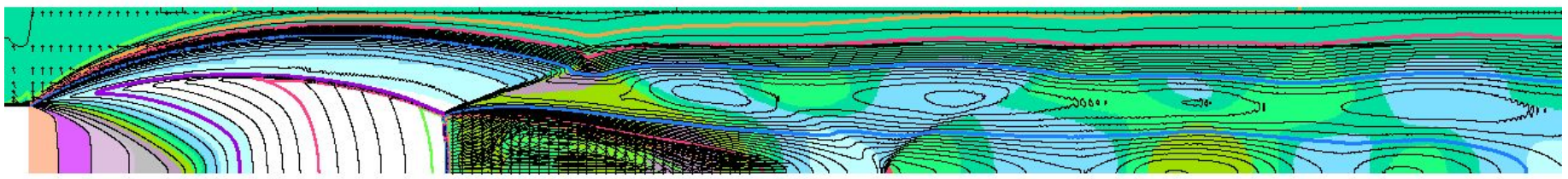
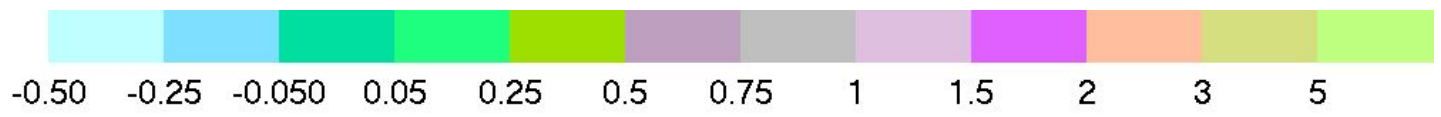
$n = 3,0$

TAU=0.1330CEK



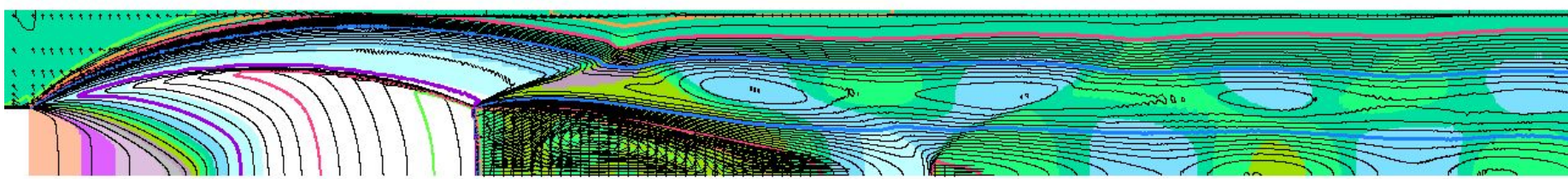
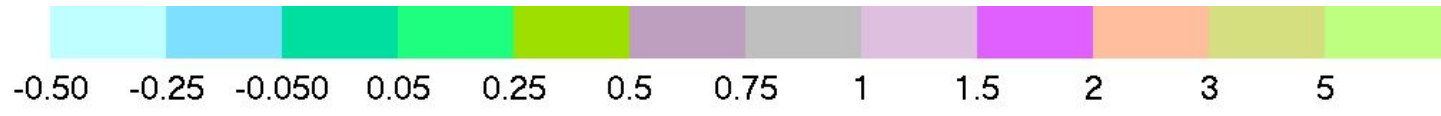
$n = 3,5$

TAU=0.1588CEK



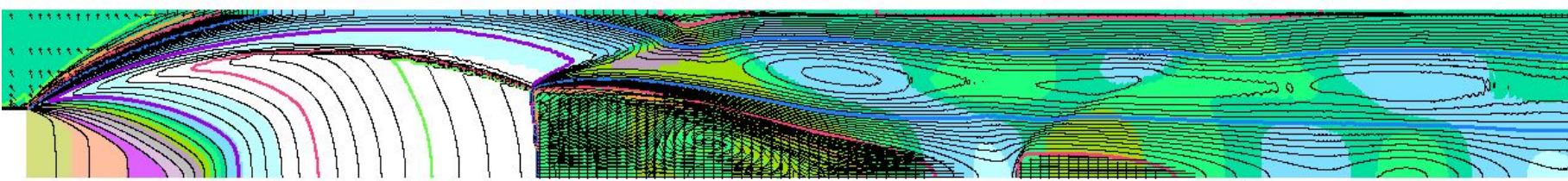
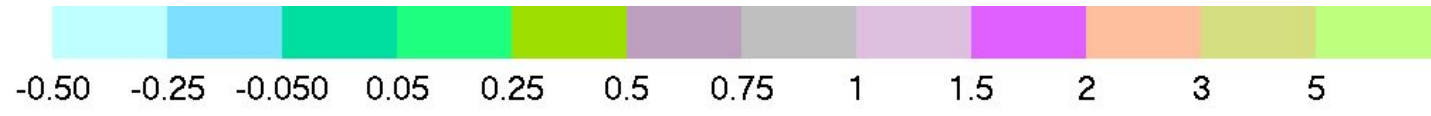
$n = 4,0$

TAU=0.1831CEK



$n = 5,2$

TAU=0.2389CEK



Блочные струи

расстояние между соплами и
угол их разведения

Блочные струи плотной компоновки (струи разных блоков взаимодействуют на начальном или газодинамическом участке)

Блочные струи разреженной компоновки (струи разных блоков взаимодействуют на основном участке или не взаимодействуют)

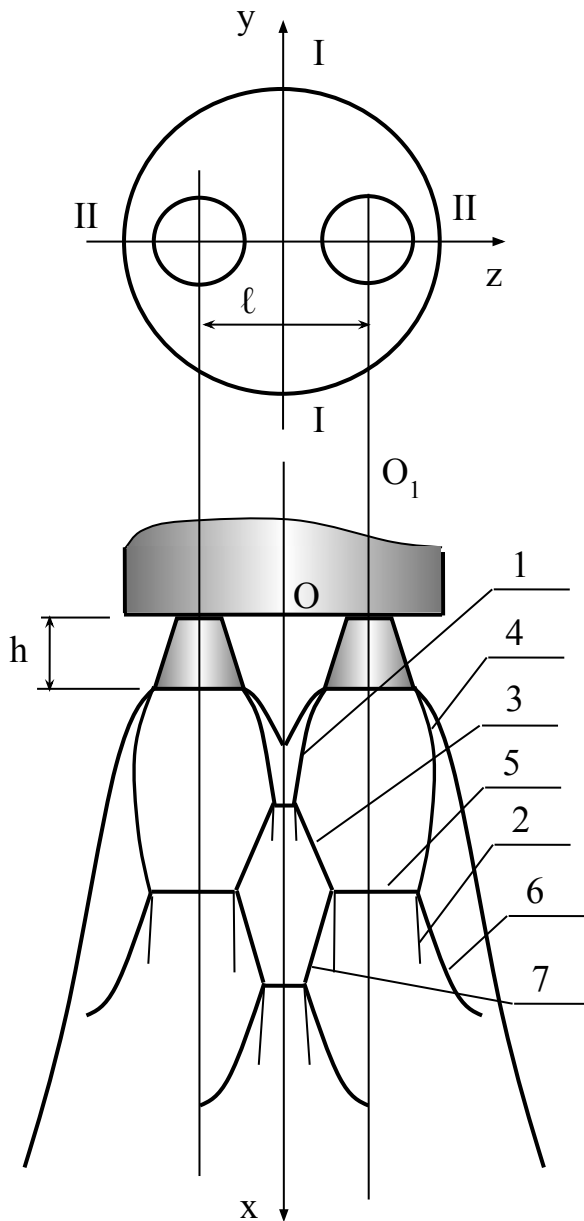
Тема 4.4: Блочные струи
Более сложная картина течения внутри ПС наблюдается при многосопловой компоновке первой ступени ракеты.

Общая картина физических процессов:

При истечении струй из нескольких сопел, при определенных режимах течения и геометрии соплового блока может происходить взаимодействие струй на начальном участке между собой - формируется составная струя.

Для таких струй, в отличие от свободных, характерны более сложная ударно-волновая картина течения вследствие ее пространственного характера, появление дополнительных ударных волн.

Взаимодействие струй на начальном участке может приводить к возникновению обратных течений, которые оказывают интенсивное силовое и тепловое воздействие на днище ракеты.



Взаимодействие на начальном участке недорасширенных струй, истекающих из двухсоплового блока (используется в РН Атлас-3).

При рассмотрении геометрии блока важными параметрами являются расстояние между осями сопел ℓ и выступание сопел за днище ракеты h .

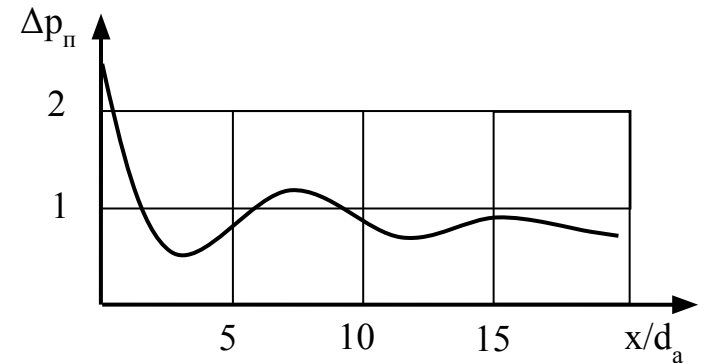
На рисунке обозначены:

1 и 4 – висячие скачки;

3, 6 и 7 – отраженные скачки;

2 – линия тангенциального разрыва;

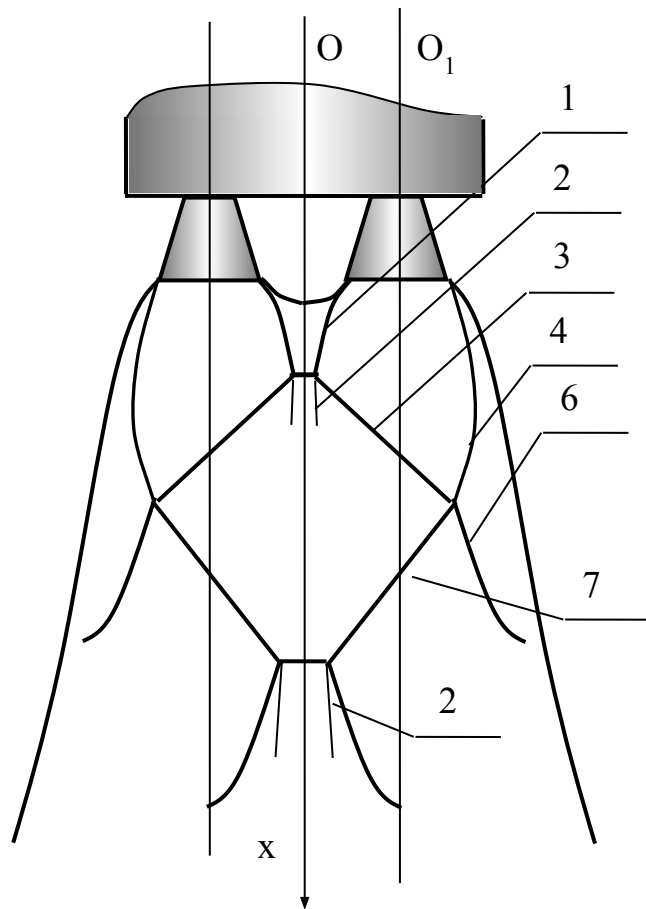
5 – диск Маха.



Висячие скачки уплотнения (1) взаимодействуют в одиночных струях между собой с образованием небольшого диска Маха, в результате чего наблюдается возникновение стационарных разрывов (2) и двух отраженных скачков уплотнения (3). Эти скачки интерферируют с висячим скачком (4), достигающим к моменту взаимодействия интенсивности достаточной для формирования нерегулярного отражения - диска Маха (5).

В результате нестационарного процесса возникает тройная конфигурация с образованием отраженных скачков (6) и (7) и тангенциальных разрывов (2). Скачки (7) двух противоположных струй встречаются на оси составной струи ОХ (плоскости взаимодействия), при этом в зависимости от интенсивности может произойти их регулярное или нерегулярное отражение.

Отраженный скачок (6) выходит к внутренней границе слоя смешения. Вниз по потоку от сформировавшихся дисков Маха течение дозвуковое и существенно турбулентное. Поэтому даже в случае регулярного отражения скачков (7) область сверхзвукового течения вниз по потоку от них должна быстро локализоваться, а течение в составной струе становится идентичным основному участку в одиночной струе только больших размеров.



Составная струя двухсопловой
плотной компоновки

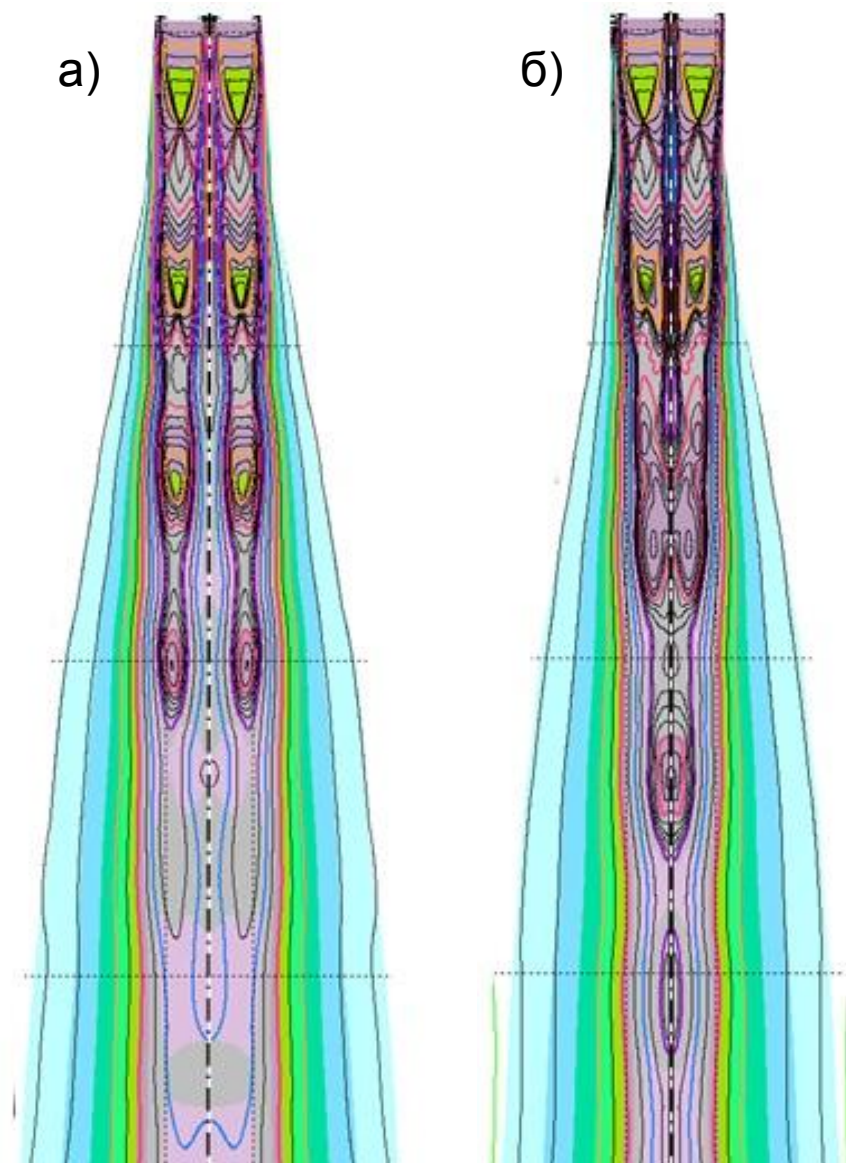
Составная струя двухсопловой компоновки в плоскости взаимодействия II-II будет шире, чем в осевой плоскости I-I, и эта асимметрия может сохраняться на значительном удалении от среза сопел. В случае больших степеней нерасчетности (сильнонедорасширенная струя) в плоскости взаимодействия поток может интенсивно растекаться с появлением обратного потока в сторону днища ракеты.

Такая картина течения характерна при малых расстояниях между осями сопел l (см. рисунок справа).

Как видно из рисунков в составной струе имеются области течения, где параметры газа аналогичны параметрам одиночных струй (область свободного течения) и области взаимодействия, в которых параметры определяются условиями взаимодействия.

Участки блочных струй нормальной компоновки (в порядке удаления от среза сопел):

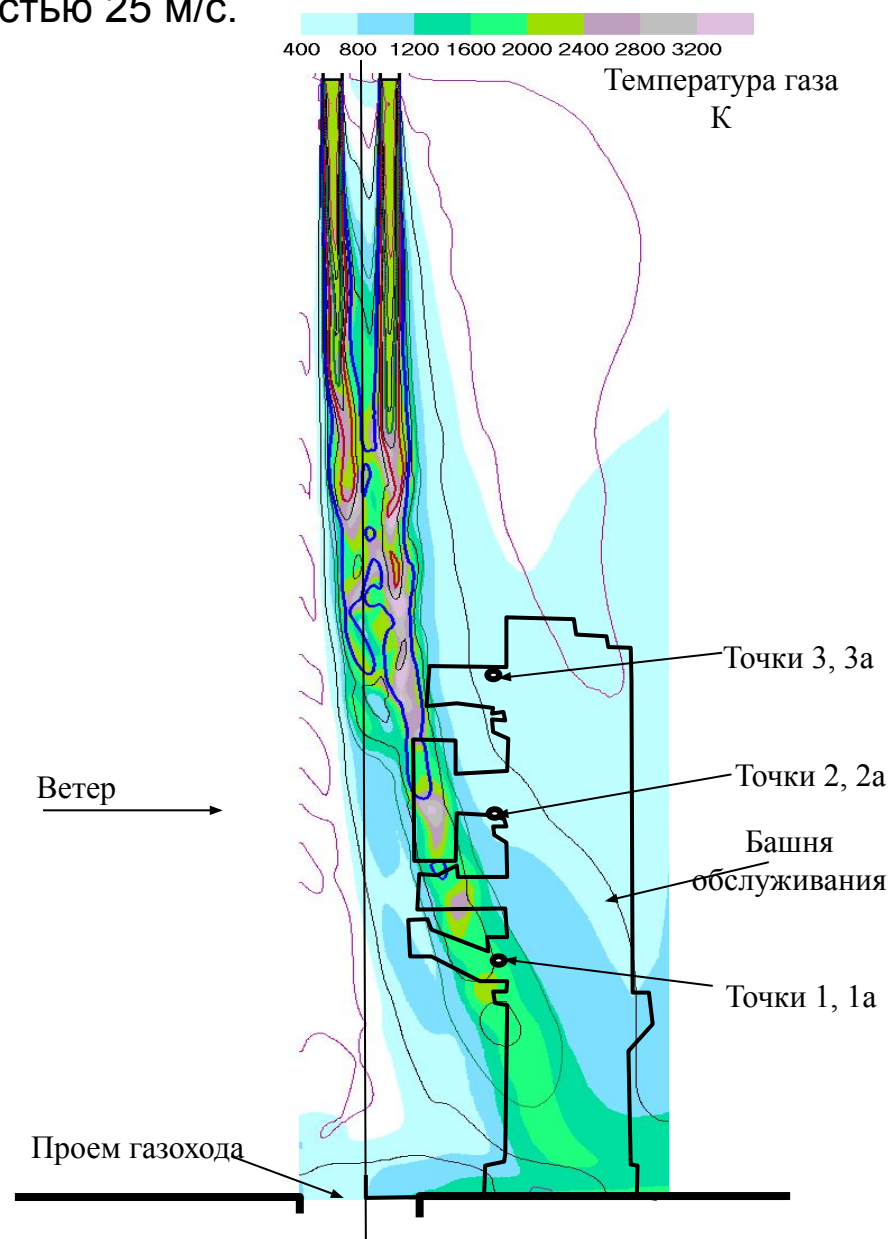
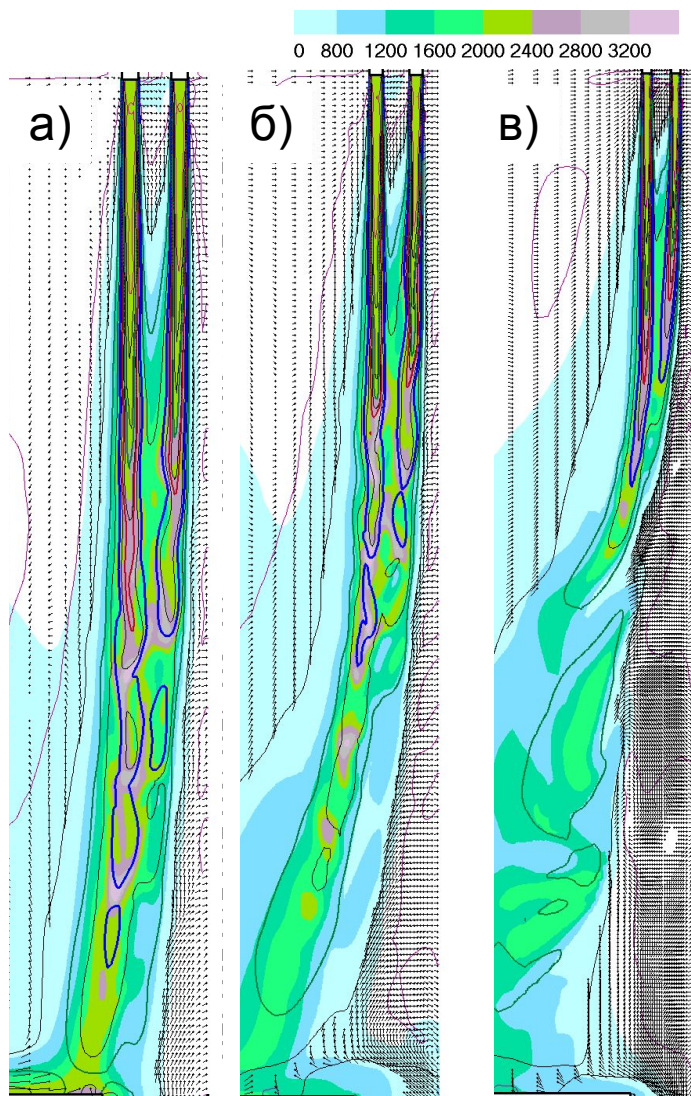
- 1) Участок, на котором одиночные струи распространяются независимо друг от друга;
- 2) Участок, на котором из-за эжекции в межструйном пространстве возникает разрежение и струи подсасываются друг к другу, сближаясь.
- 3) Участок слияния дозвуковых зон слоев смешения.
- 4) Участок слияния высокоскоростных зон одиночных струй.
- 5) Участок, на котором справедлива модель эквивалентной струи.



На рисунке двухсопловая струя ($M=3.54$, $\alpha=8,2^\circ$ $n=0,69$)
а) Расхождение сопел 1° ; б) Сближение сопел 1°

Взаимодействие блочной струи с ветром при подъеме РКН пятисопловой блочной компоновки при воздействии ветра со скоростью 25 м/с.

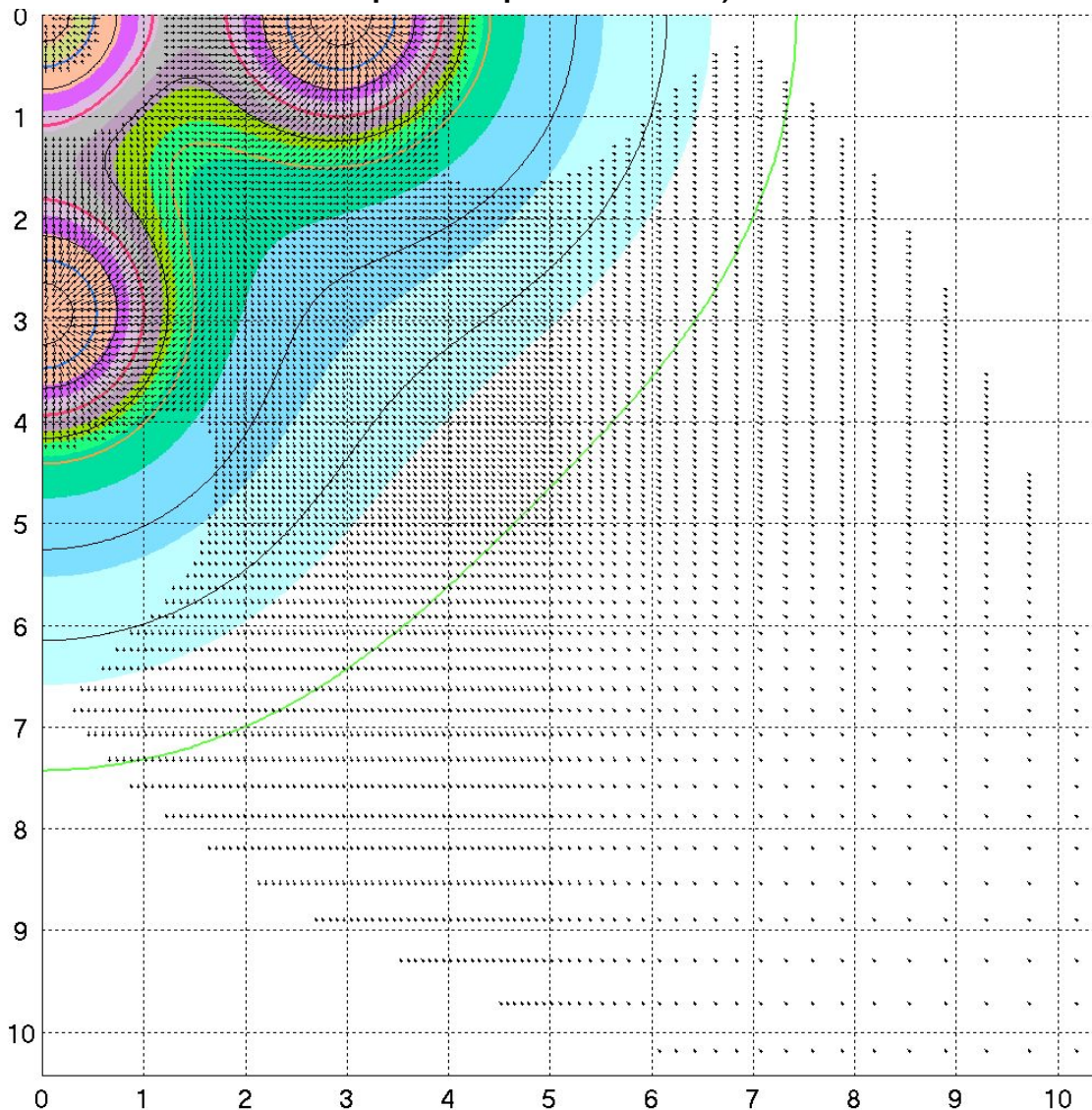
Подъем РКН: а – 70 м, б – 95 м, в – 150 м.



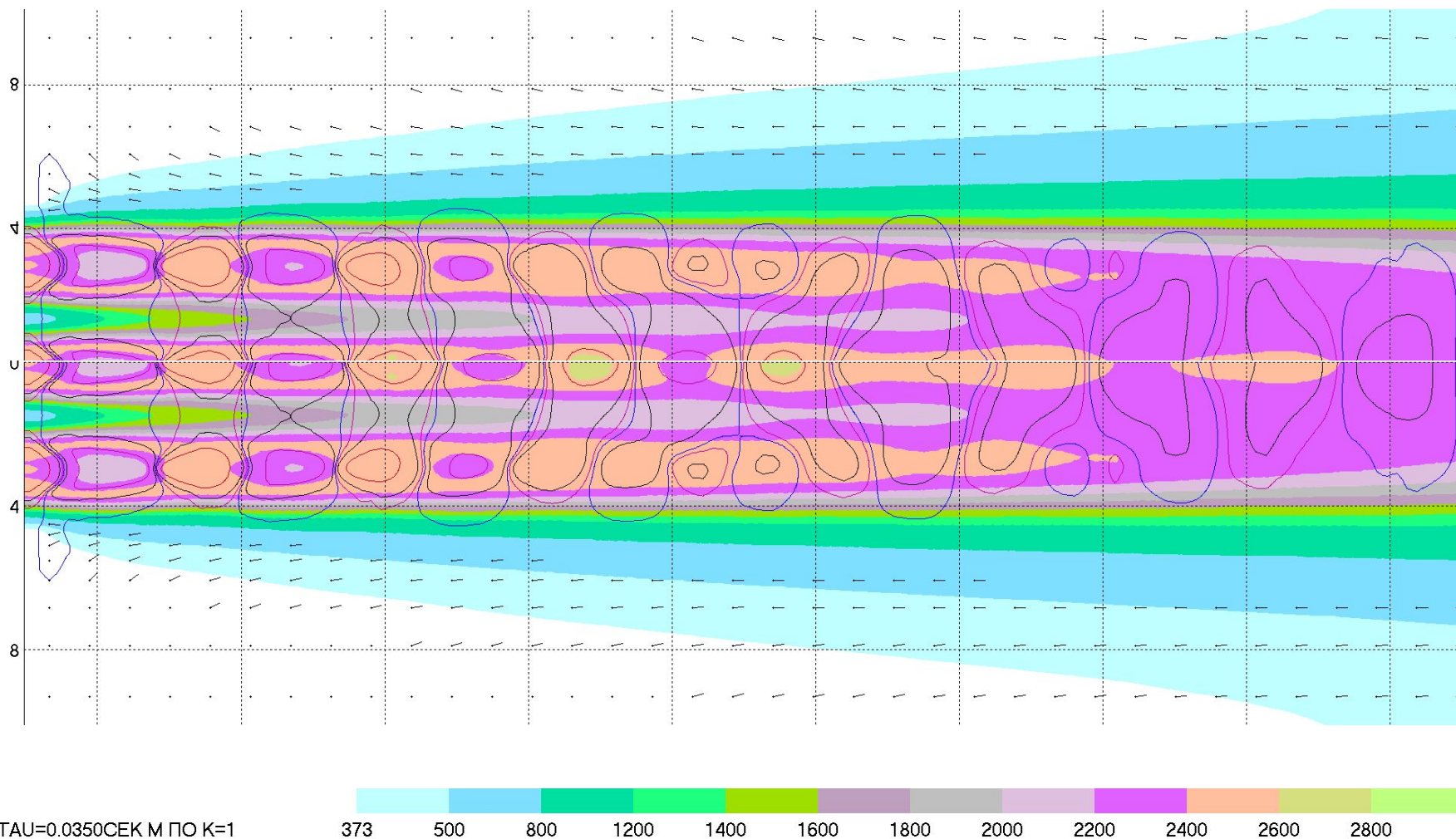
Тема 4.5: Донное давление

При рассмотрении течения в донной области можно выделить три характерных режима течения (режим течения зависит от параметров блока):

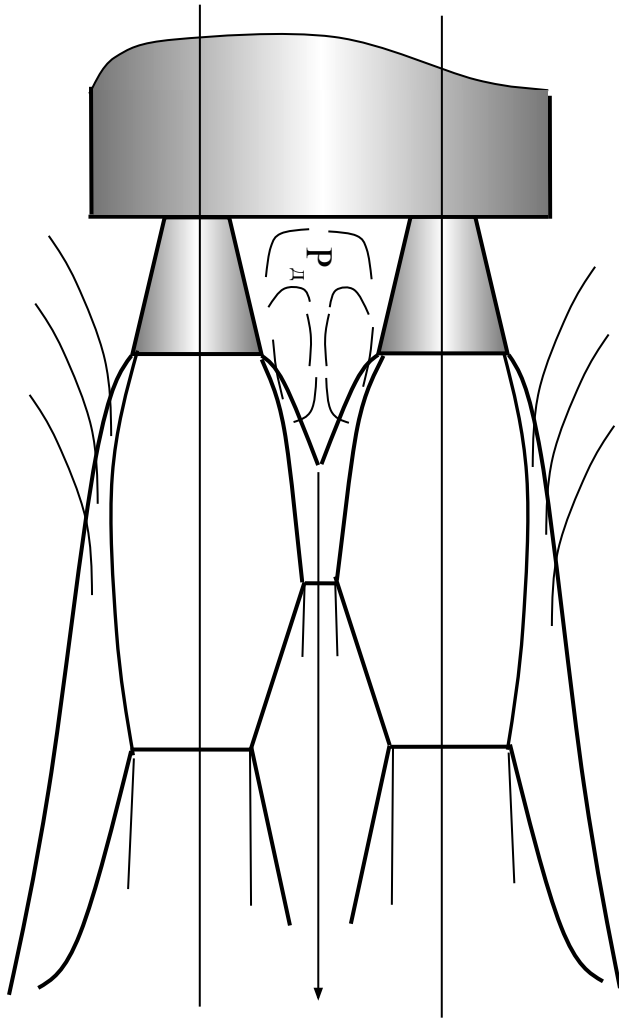
1) Режим эжекции (предпочтительный для шахтного старта), когда струи, истекающие из блока, не взаимодействуют на начальном участке. В этом случае происходит подсос воздуха из окружающей среды в донную область. Донное давление при этом меньше давления окружающей среды. Данный режим течения характерен для РКН «Протон» и «Ангара», т.к. диаметры блока достаточно большие.



Блочная струя разреженной пятисопловой компоновки (эжекционный режим течения). На рисунке показаны поля температур и изолинии давления

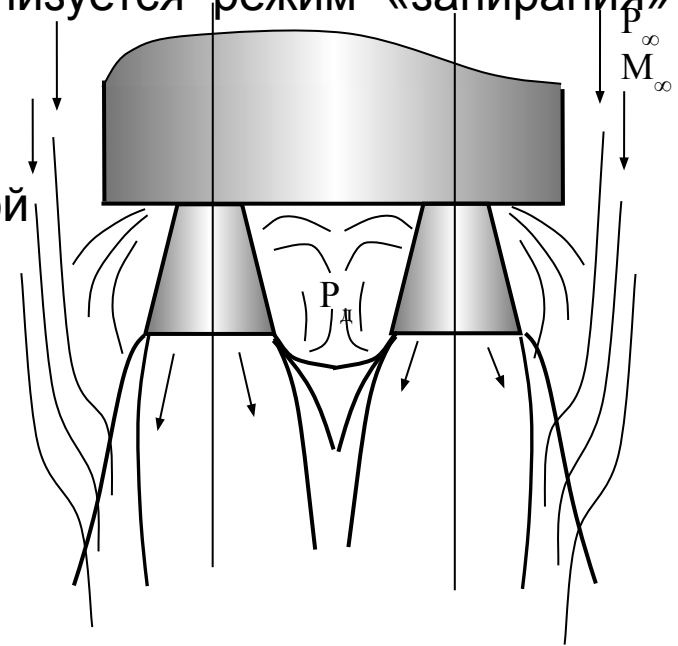


2) Режим слабых обратных токов. Взаимодействие струй приводит к образованию обратного течения. Донное давление растет, но обратный поток еще слаб и он может захватываться эжекционным потоком.



3) Режим сильных обратных токов. Донное давление становится намного больше наружного и может наступить такой режим, когда течение в этой области и в частности донное давление не зависят от давления в окружающей среде. Газ, поступающий в донную область, уже не вовлекается в струйное течение, а растекается по днищу ракеты. Реализуется режим «запирания» донной области.

Для четырехсопловой компоновки режим «запирания» наступает при $l / da < 1,5$.



Факторы, влияющие на величину донного давления:

1) Увеличение разноса сопел l приводит к уменьшению давления в центре, при чем это характерно при сравнительно больших степенях нерасчетности. Т.е. при больших степенях нерасчетности эффективным снижением величины l является увеличения разноса сопел в блоке.

2) К уменьшению донного давления приводит также увеличение выступания сопел h , т.к. в этом случае увеличивается объем донной области и изменяется режим течения на дне блока.

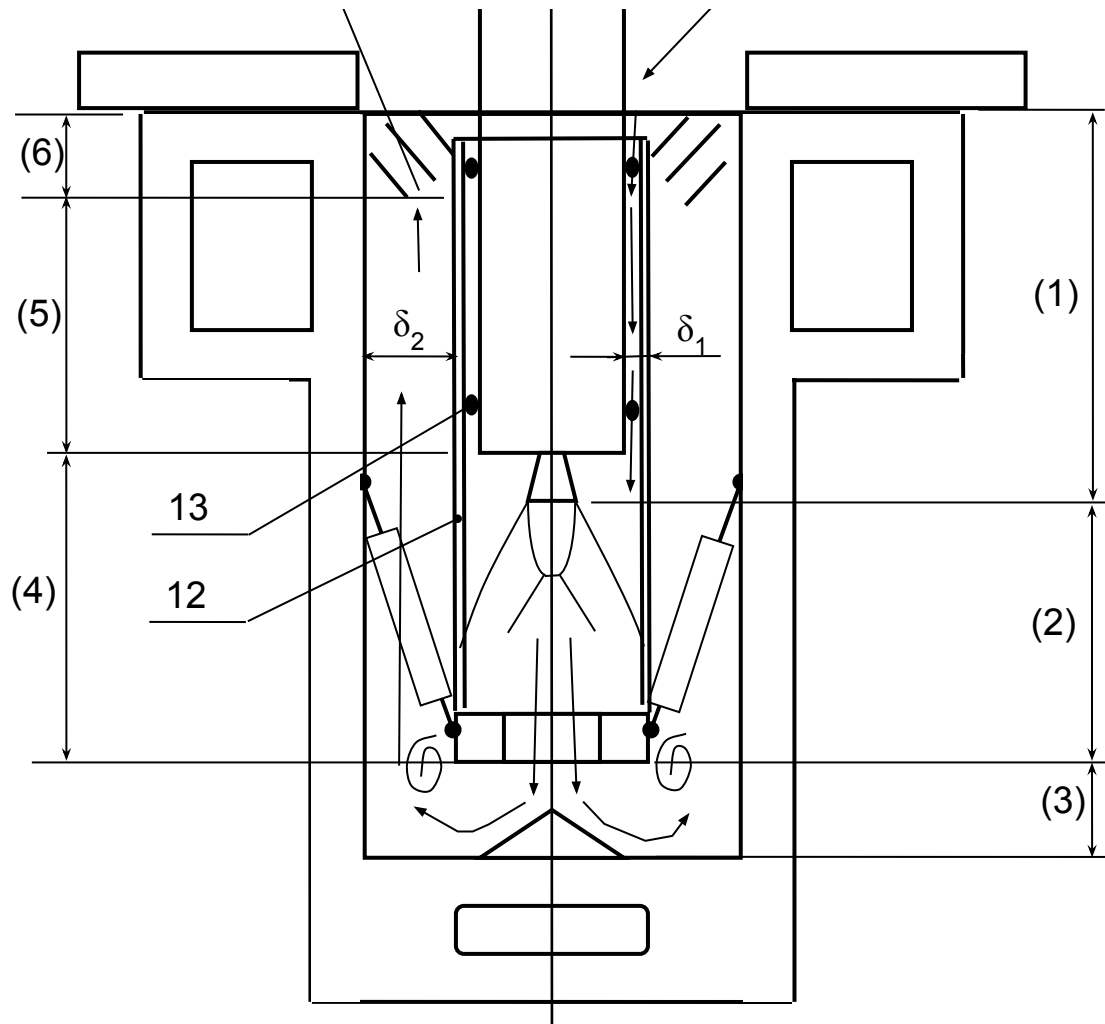
3) С ростом числа Маха на срезе сопла Ma донное давление несколько падает, т.к. увеличивается эжектирующая способность струи.

4) Увеличение угла полураствора сопел приводит к увеличению донного давления, т.к. увеличивается диаметр струй и взаимодействие на границе происходит ближе к срезу сопла так, что протяженность свободного течения на границе $x_{эж}$, на которой происходит эжекция газа из донной области уменьшается.

5) В тех случаях, когда компоновка соплового блока не позволяет избежать взаимодействия струй на начальном участке разносом сопел l отклоняют оси сопел от оси блока на некоторый угол разводки блока $\alpha_{бл}$,

Тема 4.6: Разворот потока на газоотражателе (ГО)

Участок (3) - участок разворота потока в нижней части пускового стакана.



Для БР среднего и дальнего радиуса действия, имеющих мощную ДУ и сравнительно малую тяговооруженность, характерен медленный уход со старта по сравнению с ЗУР. Поэтому для данного класса ракет струи воздействуют на ГО и ШПУ сравнительно большое время (до 3 - 10 с).

На поверхностях, омываемых струями, возникают значительные давления (10 - 12 ата) при суммарных нагрузках сотни тонн. Тепловое воздействие может составлять до $5000 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{с}$

Газодинамические схемы ГО

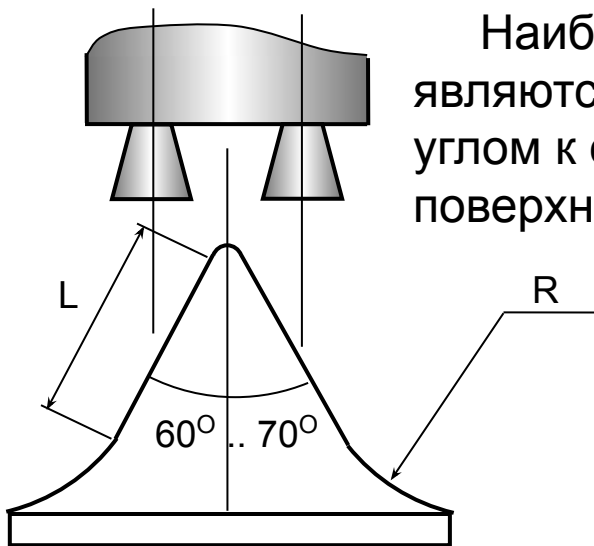
ГО проектируют таким образом, чтобы в процессе старта вокруг ракет устанавливалось течение эжектируемого воздуха, а на донной части ракеты возникали небольшие разрежения, что должно свидетельствовать об отсутствии обратных токов.

Важная задача проектирования - достижение минимальных габаритов ГО при надежном, практически полном отводе газовой струи от кормовой части ракеты для создания условий минимального силового и теплового воздействия струй на ракету.

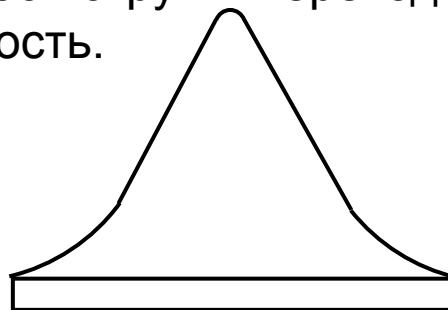
В ШПУ газы отводятся в газоотводящий тракт (газоход).

Расположение технологического оборудования вблизи ГО может вызывать появление местных отраженных струйных течений и обратных токов.

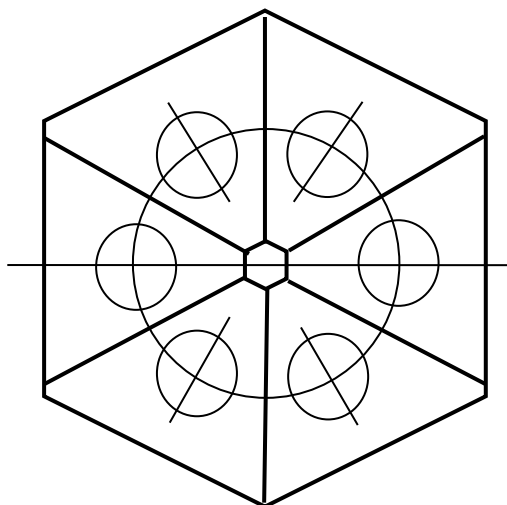
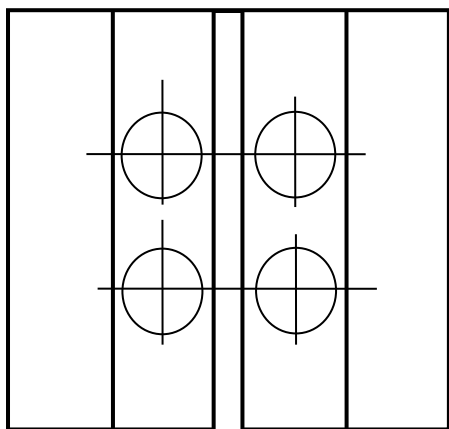
Когда из-за габаритов не удастся обеспечить полный отвод газов, наличие даже незначительного избыточного давления (0,1 - 0,2 ати) на днище ракеты вызывает необходимость проведения расчетов элементов днища на силовое и тепловое воздействие газовых струй.



Наиболее распространенными по конструкции являются ГО с плоскими гранями расположенными под углом к оси струи и переходящими в цилиндрическую поверхность.



Плоский участок таких граней обеспечивает начальный разворот струи, а цилиндрический - вывод струи на горизонтальное направление.



Замена плоской грани конической поверхностью усложняет технологию изготовления и не дает преимуществ по газодинамическим характеристикам ГО

На рис. двускатный и шестискатный газоотражатели

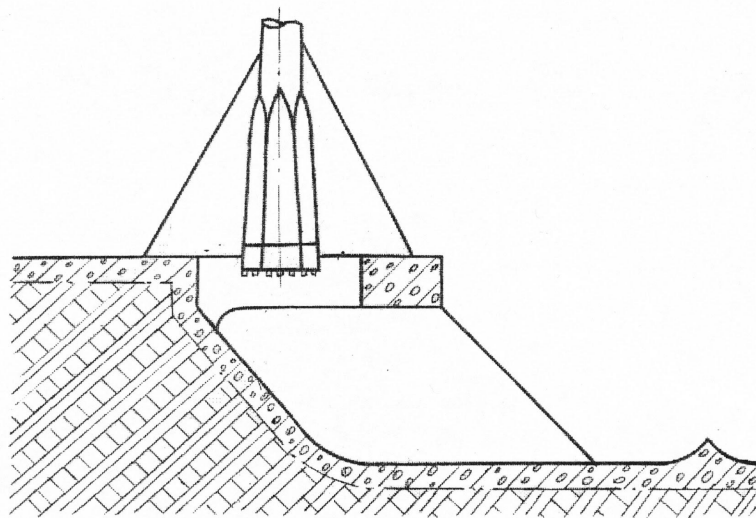
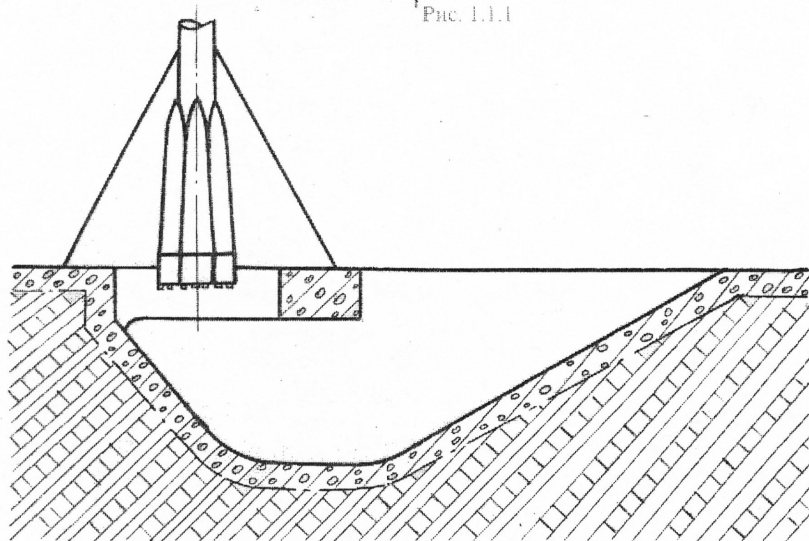


Рис. 1.1.1

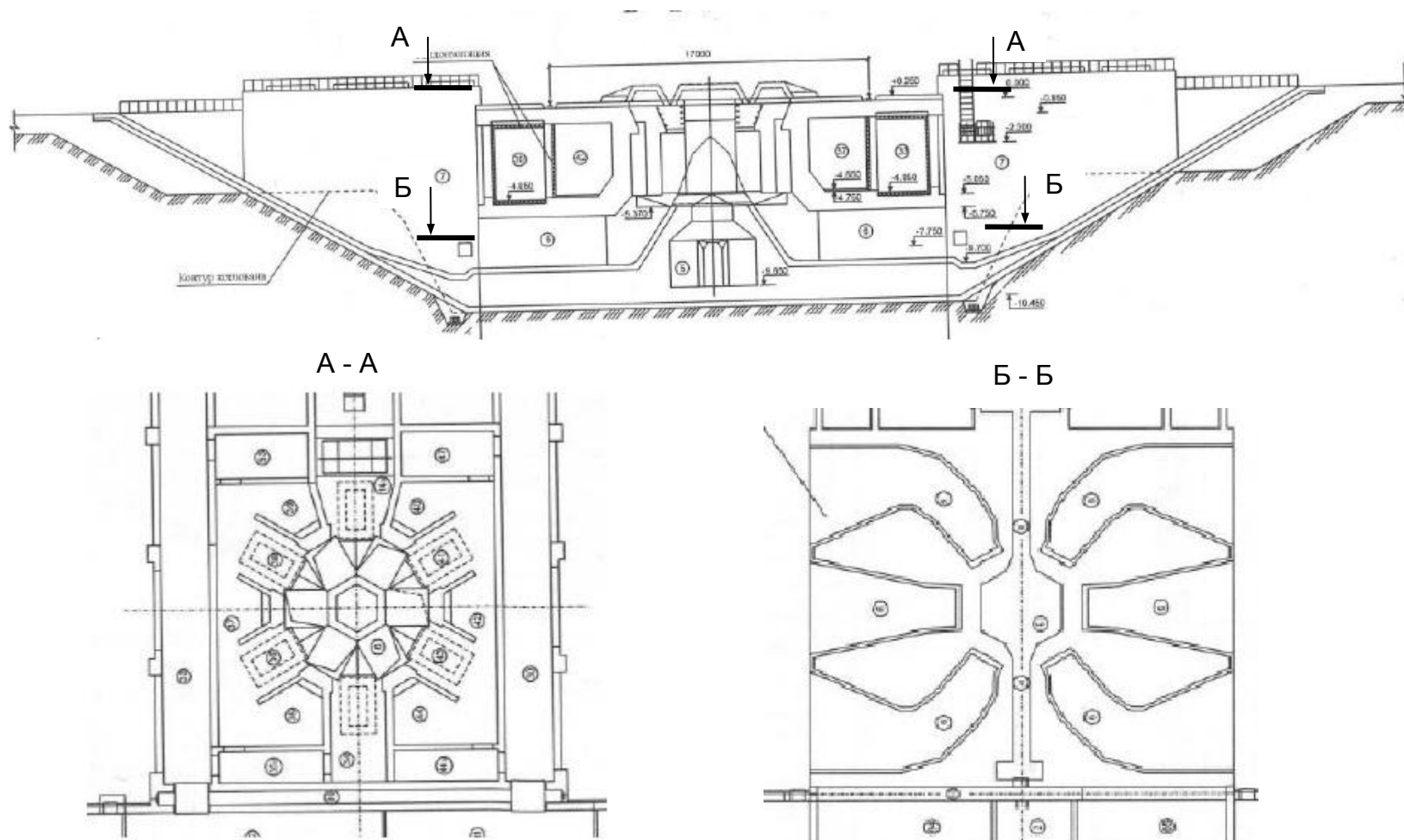


Односкатные ГО могут применяться как для ракет, имеющих односопловую компоновку, так и многосопловую ДУ.

При использовании односкатных ГО для многосопловых ДУ, как правило, требуются для обеспечения полного отвода газов значительные расстояния между срезом сопла ракеты и основанием ГО. Например стартовые площадки РН КА (см. рис). Т.е. такие ГО применяются на местности при наличии склонов или при создании специальных навалов.

Стартовая площадка и ГО РН КА «Протон»





Материалы по устройству и конструкции СК для РН КА «Протон» см. подробно в книге: «Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники» Инженерное пособие. Книга 1. Москва 2005

Стартовая площадка и ГО РН КА «Союз»



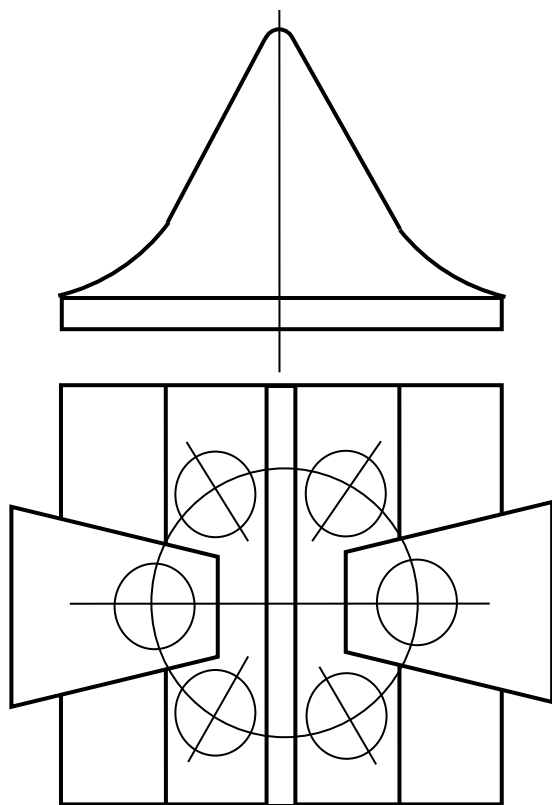
Двускатных ГО с отводом газов на две стороны применяются, когда необходимо размещать установщик и кабель-мачты в непосредственной близости от стартового стола. Двускатные ГО используют для одно-, двух- и четырехсопловых ДУ.



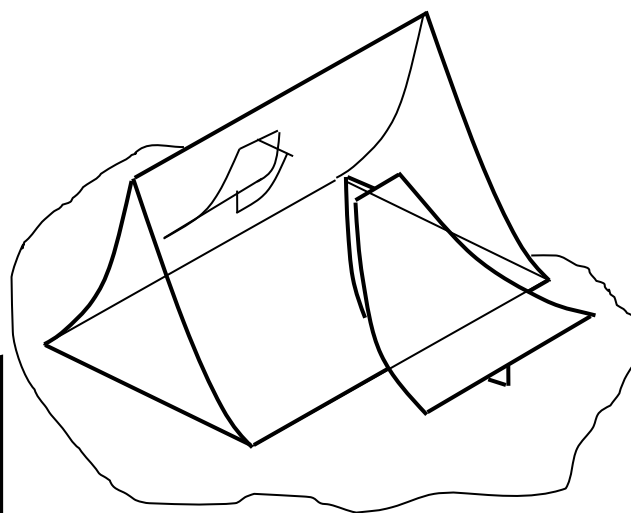
Наиболее выгодно с точки зрения габаритов использование многоскатных ГО с числом граней, равным числу сопел. В этом случае габариты ГО минимальны.

Малогабаритным является также грибовый ГО.

Однако отражение от сложной поверхности в переходный период установления струйного течения от нестационарного к стационарному режиму может вызвать локальное повышение теплового и силового воздействия на элементы корпуса ракеты и днище.



Двускатный ГО с двухъярусным расположением граней



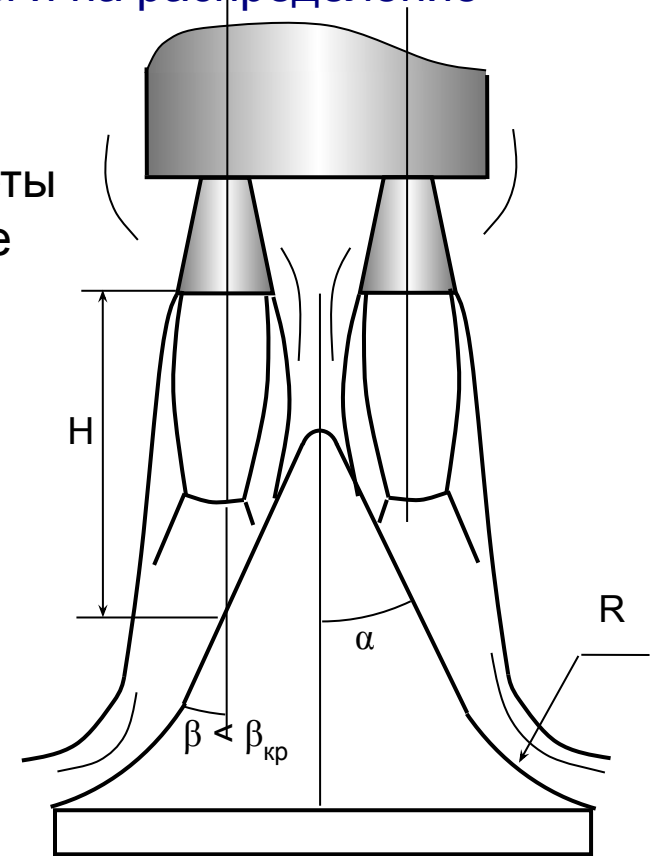
Перечисленные схемы ГО представляют собой одноярусные ГО. В тех случаях, когда ДУ ракеты имеют сопла, расположенные на нескольких окружностях с разными радиусами, более рациональным по габаритам является схема многоярусного ГО (стартовая площадка для ракеты Н-1).

Для шестисоплового блока возможно применение двускатного ГО с двухъярусным расположением граней.

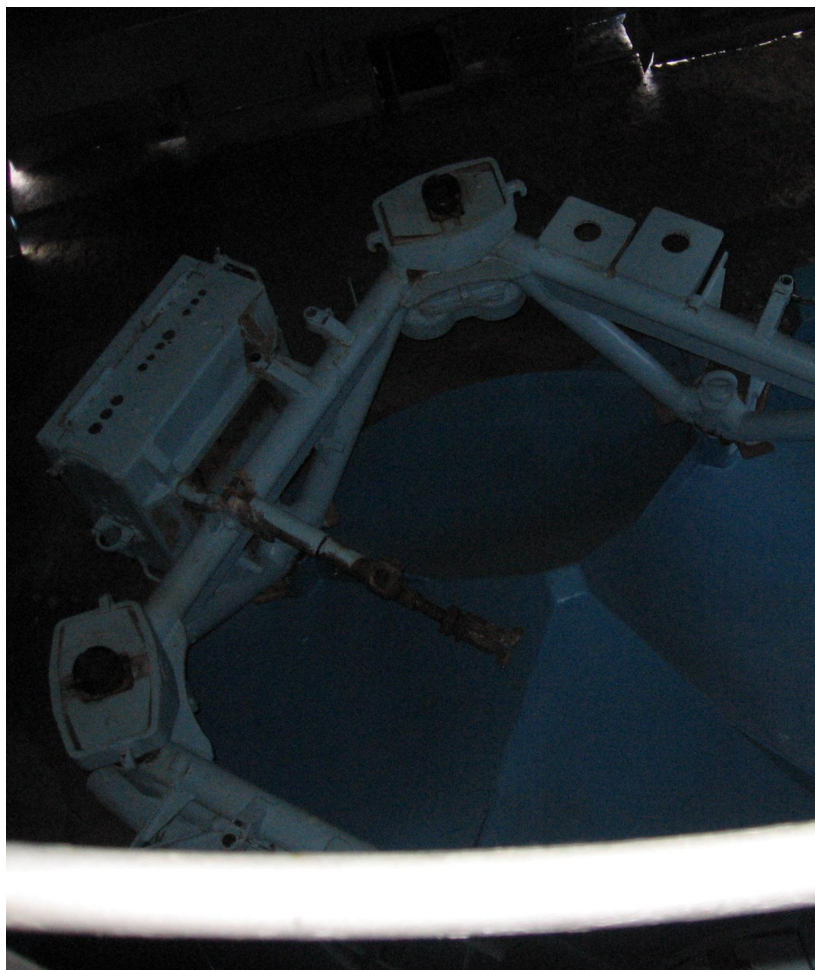
Влияние геометрии ГО на отвод газа от ракеты и на распределение давления на ГО

На характер взаимодействия струи с ГО и величину избыточного давления на днище ракеты оказывают влияние следующие геометрические параметры:

- α - угол наклона грани отражателя или полуугол при вершине;
- β - угол встречи струи с преградой;
- L - длина прямолинейного клиновидного участка;
- R - радиус кривизны закругления у основания;
- H - расстояние от среза сопел до точки встречи струи с ГО.



В результате взаимодействия струи с поверхностью ГО возможен неполный отвод струй от днища ракеты. Определяющим параметром является угол β .



Экспериментально установлено, что для полного отвода струи оптимальные углы $\alpha = 30 \dots 35^\circ$ или $\beta < 30^\circ$.

В случае превышения угла β некоторого критического значения $\beta_{кр}$ возникают обратные течения, направленные вверх по наклонной грани

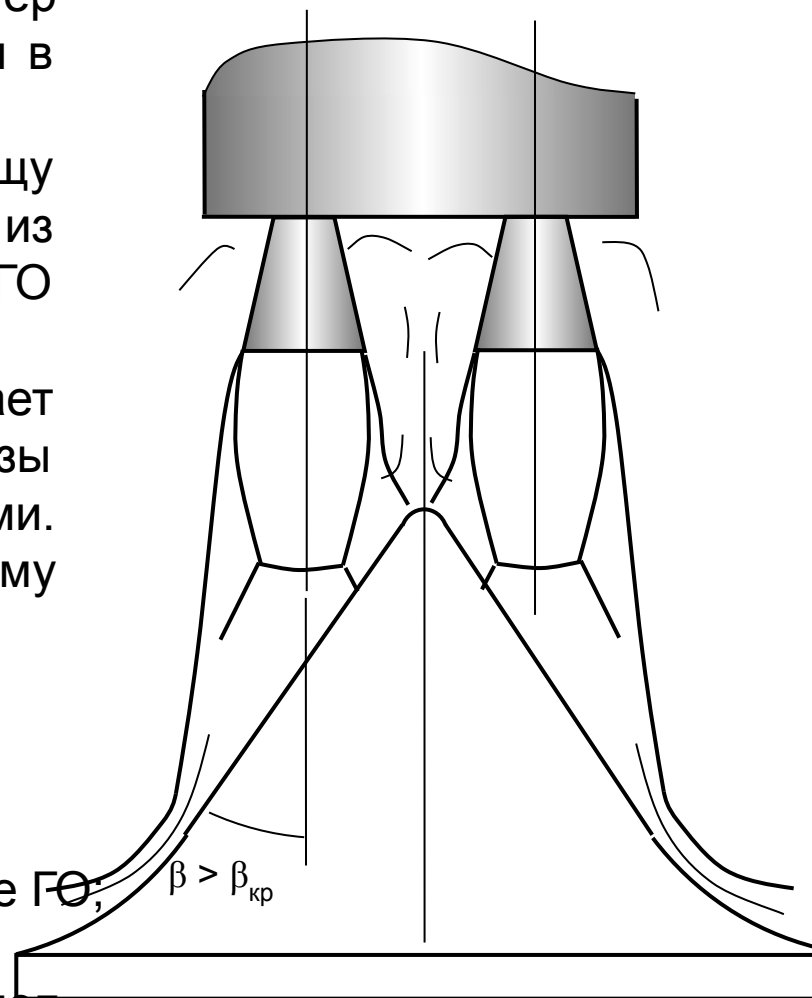
Особенно сложный характер взаимодействия с днищем оказывается в случае, если струи блочные.

Примером возвратных течений к днищу может служить схема течения из шестисоплового блока на двускатный ГО малых габаритов.

В центре днища при этом возникает избыточное давление, а горячие газы растекаются в зазорах между соплами. Возникает режим, аналогичный режиму донного давления с запиранием потока.

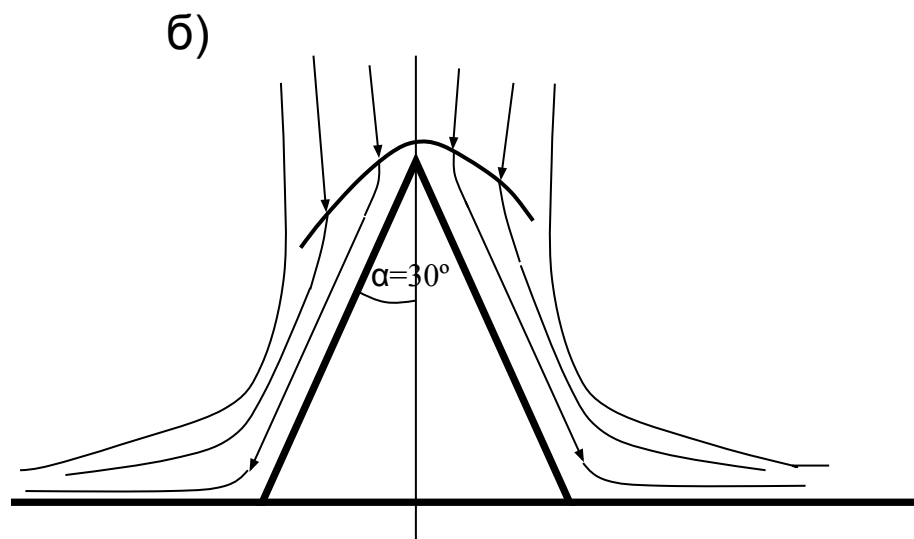
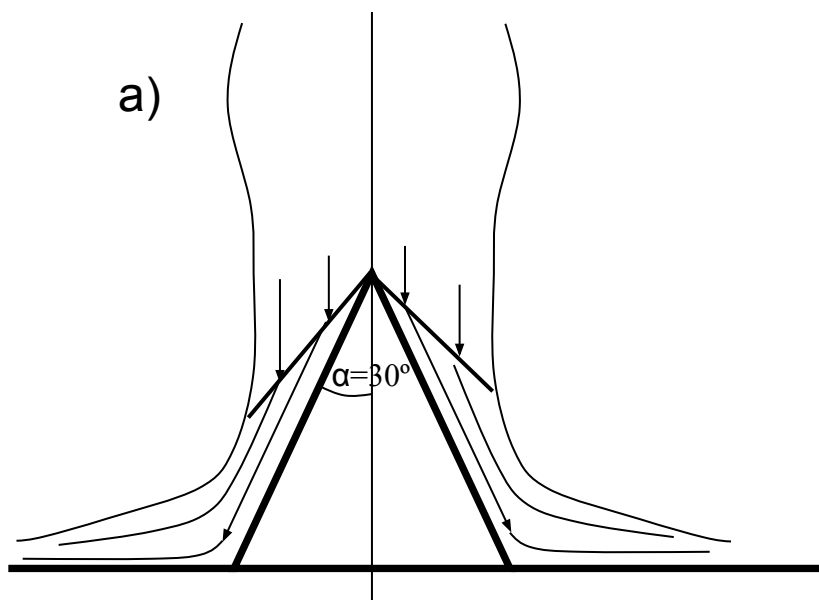
Величина избыточного давления уменьшается с:

- уменьшением полуугла α при вершине ГО;
- увеличением высоты ГО;
- увеличением расстояния до среза сопел.



Взаимодействие струй с коническим газоотражателем:

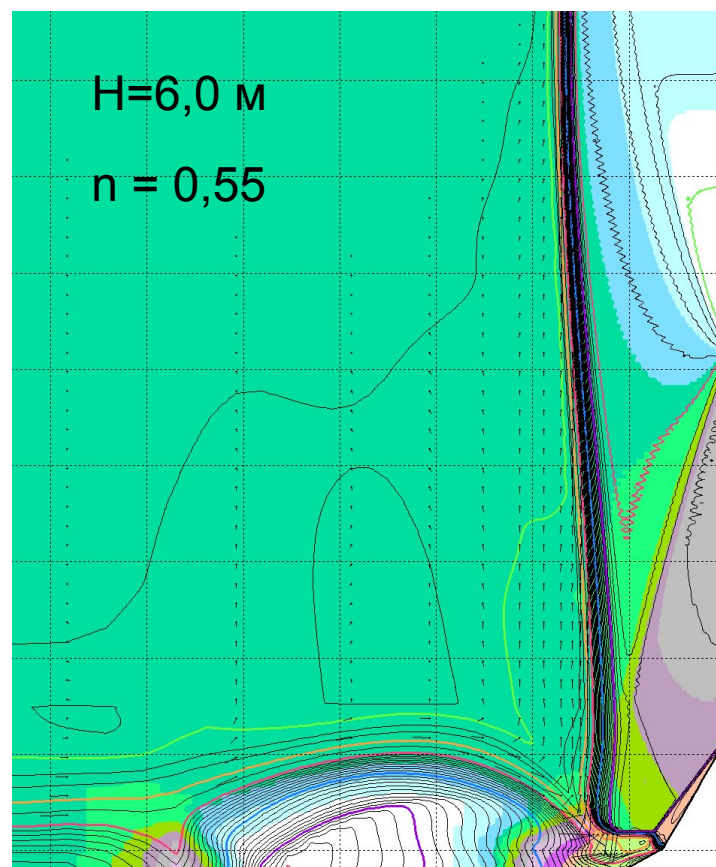
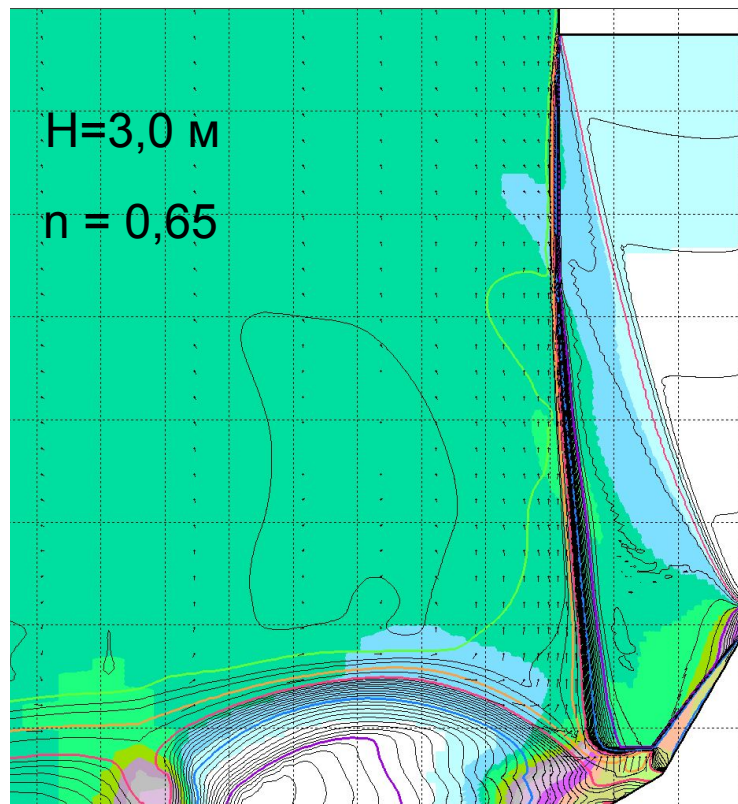
а) с присоединенным скачком (предпочтительно): при этом силовые и тепловые нагрузки на ГО – меньше, т.к. меньше давление в районе вершины. Обычно угол $\alpha=30^\circ$ обеспечивает присоединение скачка в зоне воздействия начального участка струй.



б) с отошедшим скачком. При этом и силовые и тепловые нагрузки выше. Реализуется в конце ударноволнового участка (при подъеме РКН) – там падает число M , а также в случае, если ГО расположен в зоне отрицательной радиальной скорости.

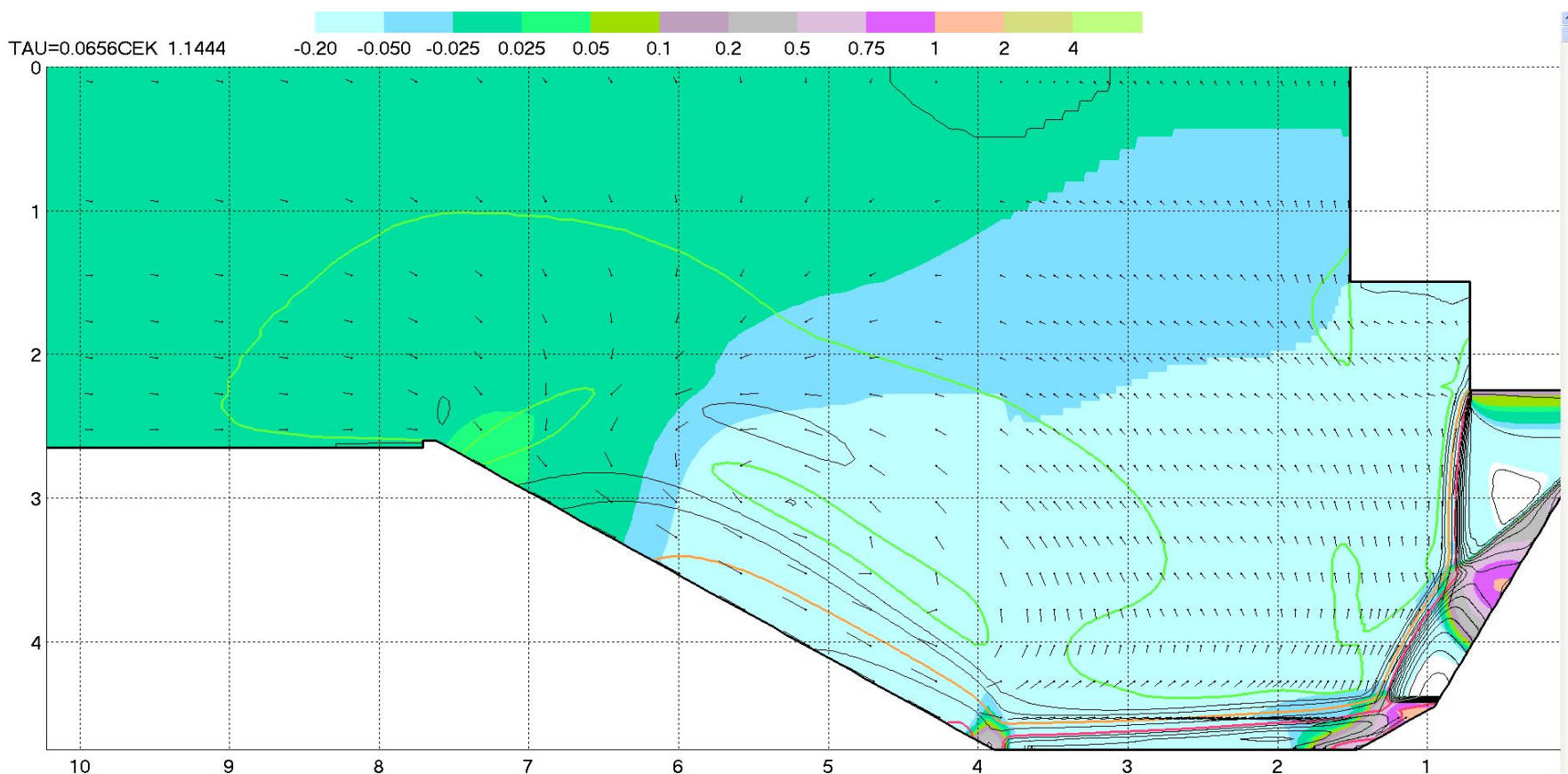
Расстояние от среза до вершины до среза сопел (при реализации присоединенного скачка) ограничивается интенсивностью отраженной волны. Чем больше расстояние – тем меньше интенсивность отраженных волн.

Кроме того следует исключить возможность реализации пульсационных режимов взаимодействия.



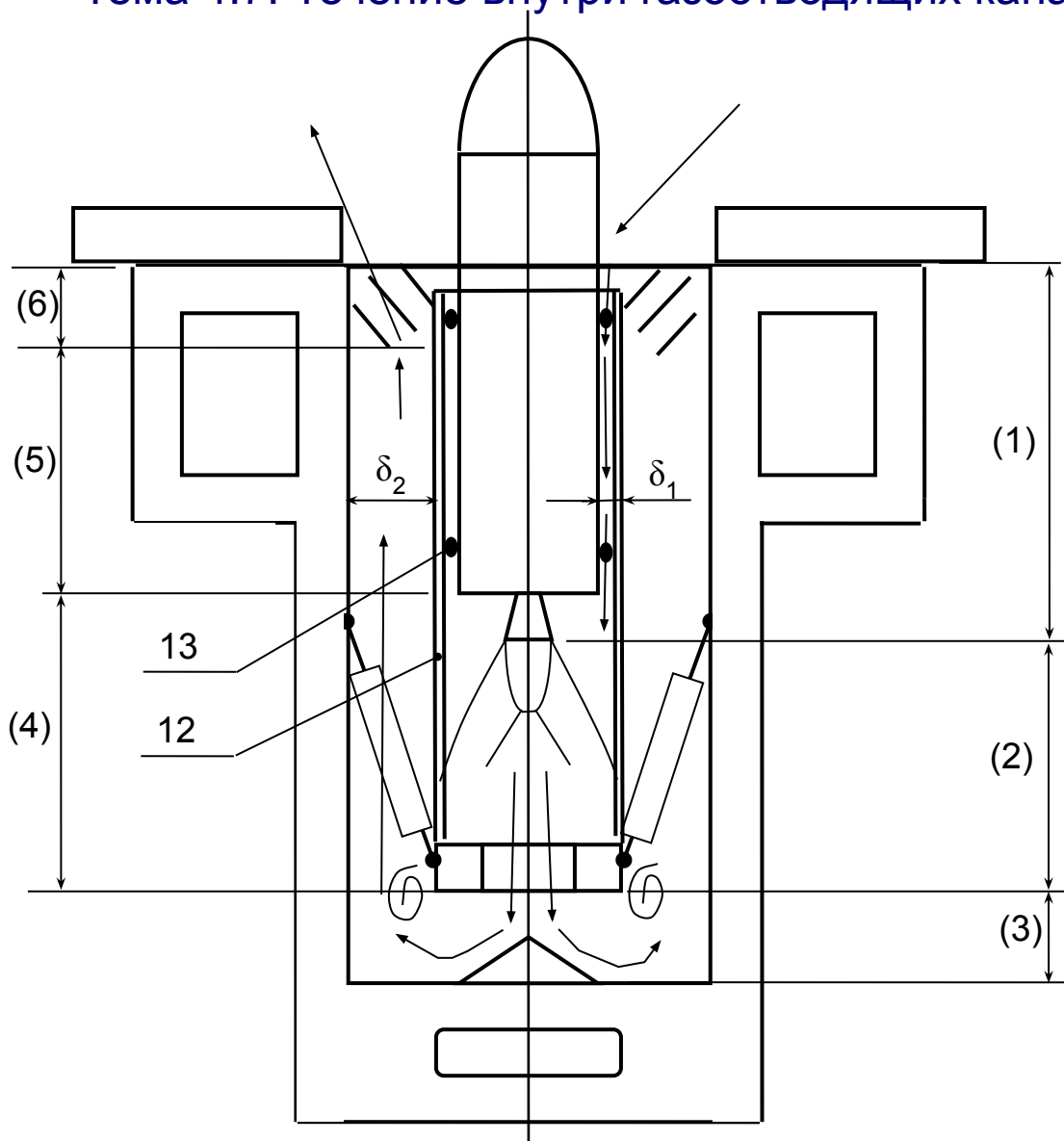
Параметры струи - $d_a = 1.43$ м, $M=3,5$. ГО высотой 0,7м.

Поперечный размер (диаметр) ГО должен быть существенно больше диаметра струи – иначе при запуске РД на РКН также будут действовать отраженные волны.



На рисунке приведены результаты численного моделирования (давления в потоке) взаимодействия одиночной струи с двускатным ГО диаметр которого больше диаметра натекающей струи

Тема 4.7: Течение внутри газоотводящих каналов

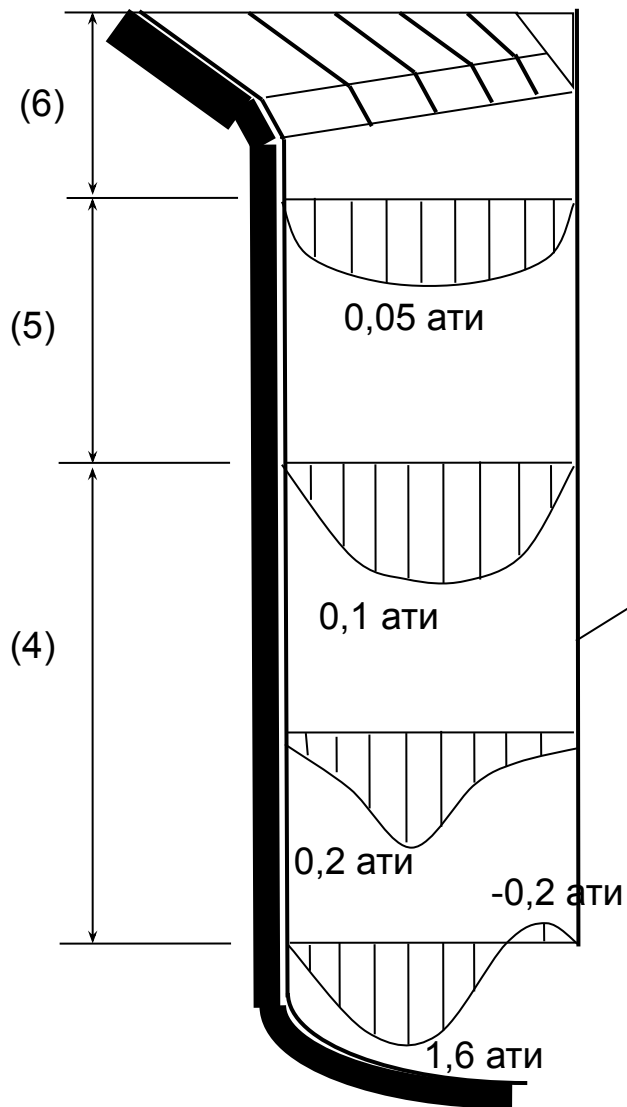


- участок (4) – участок выравнивания параметров потока в поперечных сечениях;

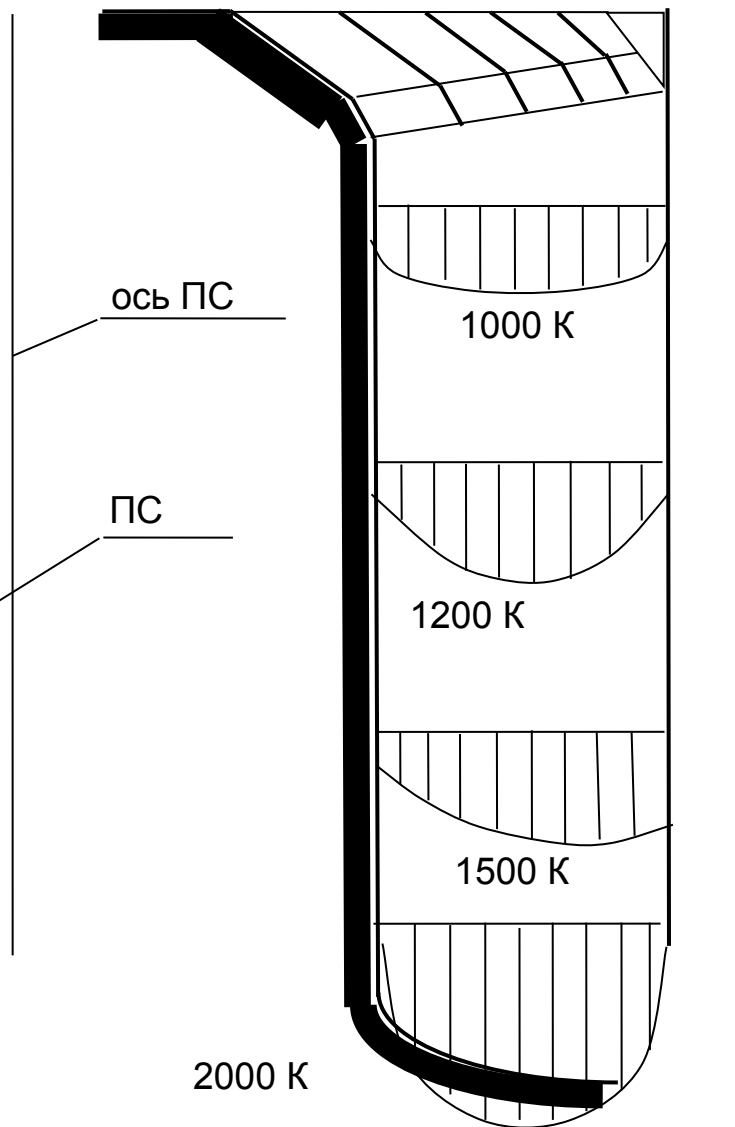
- участок (5) – участок одномерного течения, т.е. для такого режима течения изменение газодинамических параметров происходит относительно одной координаты – продольной;

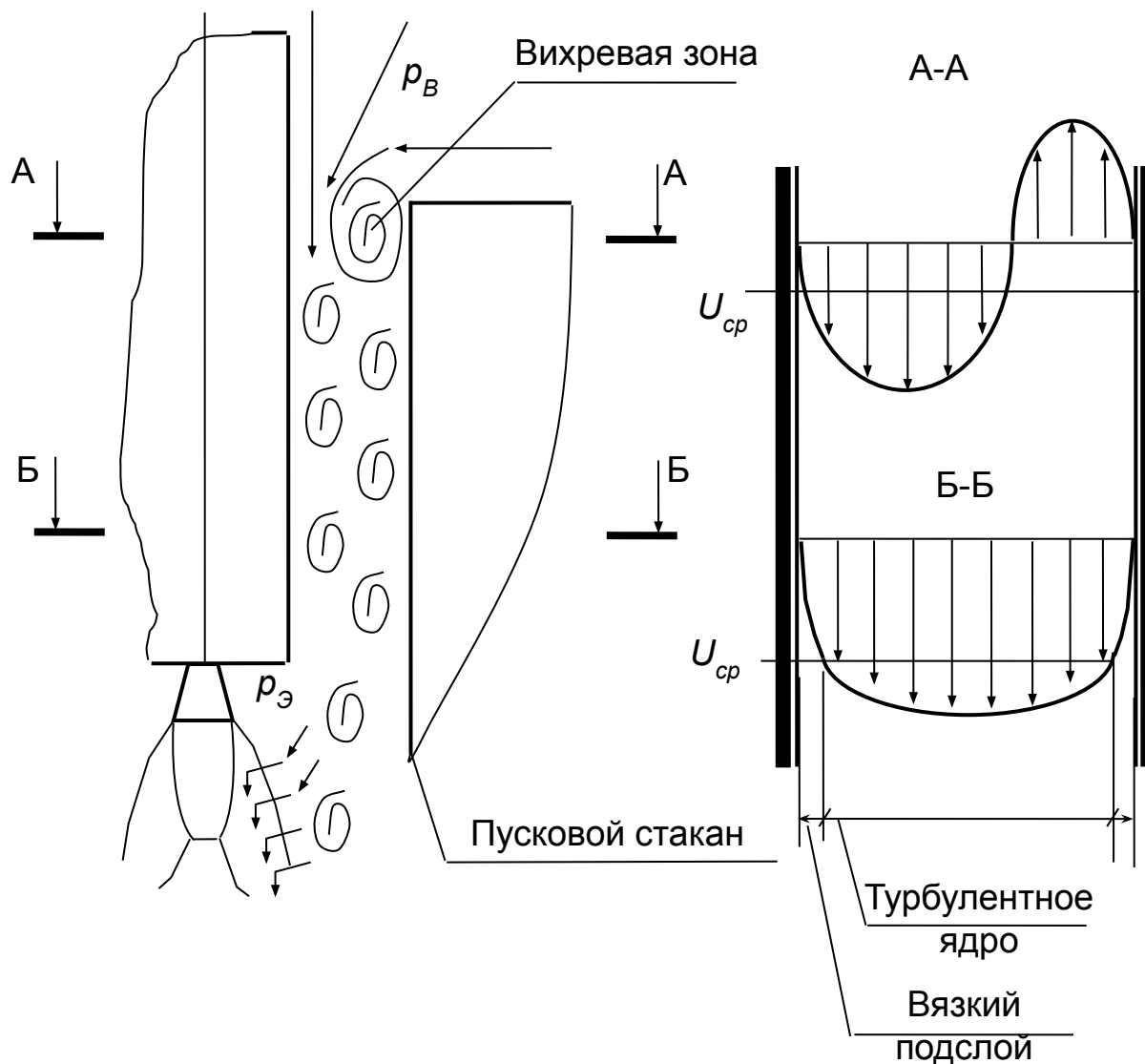
- участок (6) – участок разворота потока на газоповоротных решетках.

а) Эпюры избыточных давлений



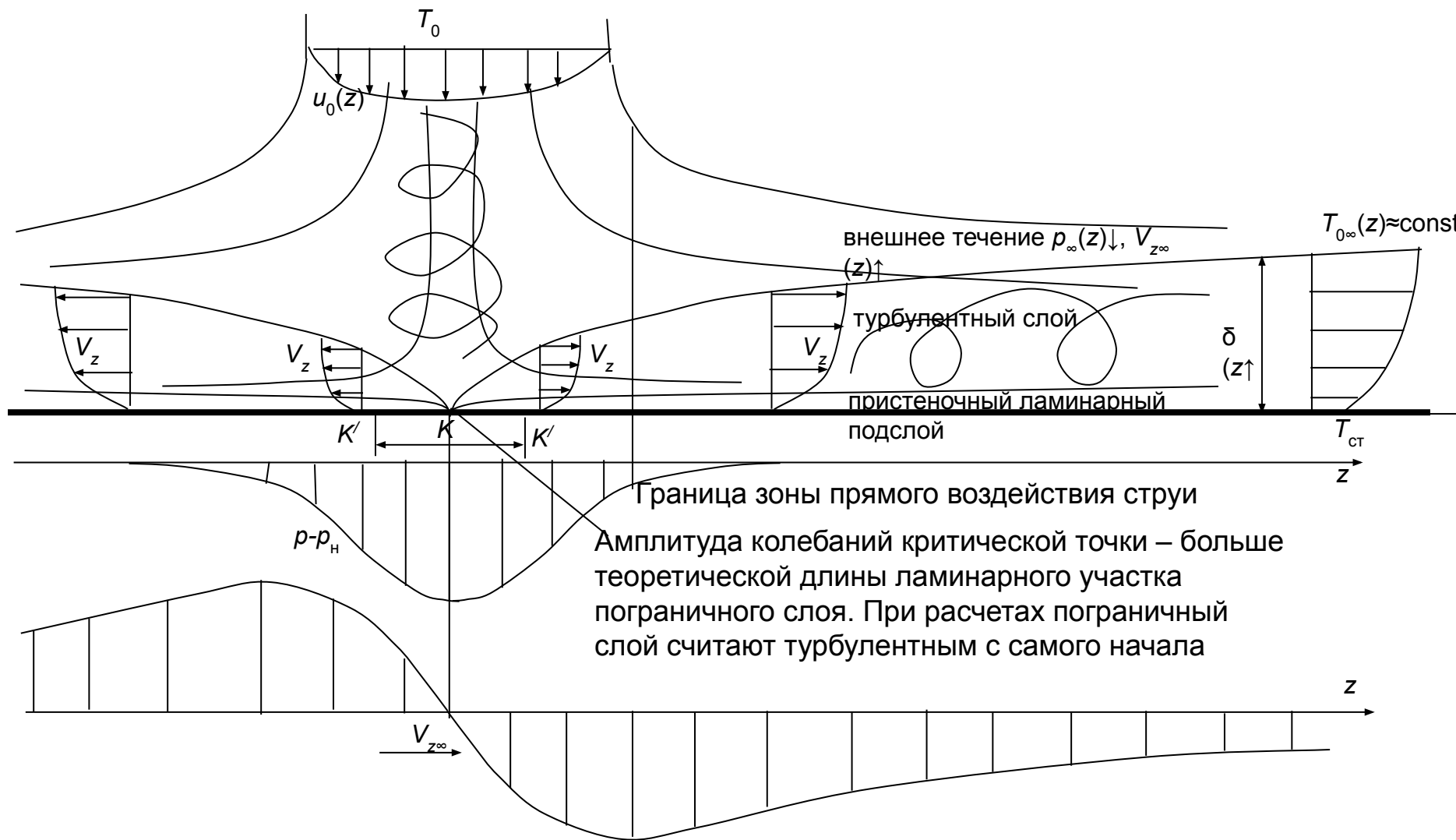
б) Эпюры температур торможения





Вблизи наружных стенок ПС, после разворота потока на ГО, образуются мощные циркуляционные зоны, в результате чего давление в нижней части газохода, как правило, становится ниже атмосферного. В поперечной части нижнего сечения газохода распределение скоростей неравномерное и похоже на эпюру скоростей в сечении А-А (см раздел эжектируемого потока)

Струя, натекающая на плоскую преграду



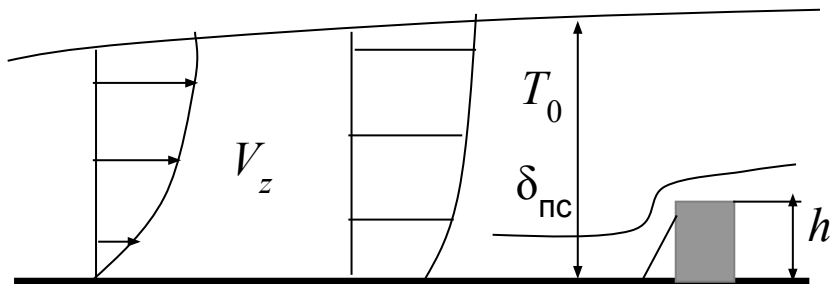
Общая характеристика теплового воздействия на газоход

В газоотводящих трактах ШПУ устанавливается турбулизированное течение. Как известно, теплообмен при турбулентном перемешивании протекает интенсивнее, чем при ламинарном течении. Основные процессы теплообмена происходят в пограничном слое. При турбулентном режиме течения в пограничном слое также развитая турбулентность, но при этом имеется ламинарный подслой. Если величина шероховатости превышает толщину ламинарного подслоя, то интенсивность теплообмена растет. Шероховатость поверхности бетонных газоотводящих каналов высотой неровности до 1 мм увеличивает интенсивность теплообмена на 15%,

Наличие конструктивных элементов, таких как шпангоуты, лестницы, короба и площадки обслуживания и пр. влияет на характер течения, дополнительно турбулизируя его и увеличивая местное сопротивление. Элементы конструкции могут рассматриваться как своего рода крупная «шероховатость» и таким же образом влияют на теплообмен. Экспериментально установлено, что увеличение теплообмена в случае обтекания ПС усиленного шпангоутами составляет 30 .. 50 %.

Тепловое воздействие на выступающие элементы в области развитого пограничного слоя определяется отношением высоты выступа к толщине пограничного слоя $h/\delta_{\text{пс}}$

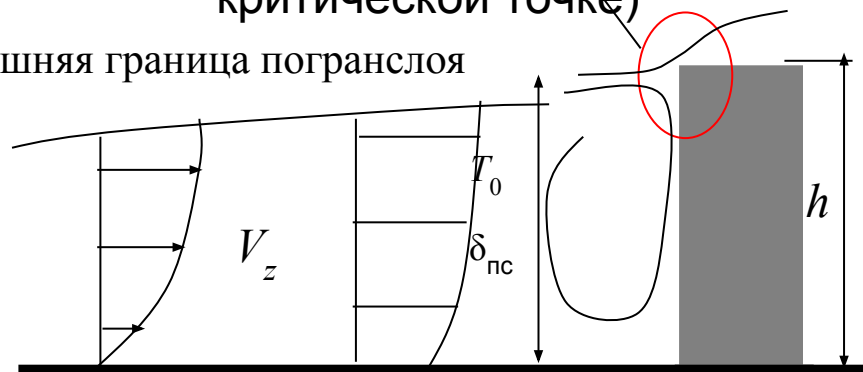
внешняя граница погранслоя



Тепловое воздействие несколько выше воздействия на поверхность

Область интенсивного теплового воздействия (соизмеримого с воздействием в критической точке)

внешняя граница погранслоя



а) на удалении от ГО



б) в непосредственной близости к ГО



Оплавление бетонного основания стартовой площадки РН КА «Рокот» в районе газоотражателя

Повышают интенсивность теплообмена акустические колебания газового потока вызывающие вибрации конструкций, которые способствуют дополнительному переносу энергии в пограничном слое.

Вследствие турбулентности течения и большой разницы температуры газа и стенок возникает неравномерность нагрева элементов конструкции и оплавление.

Возникают термодетформации металлических конструкций и растрескивание бетонных конструкций.

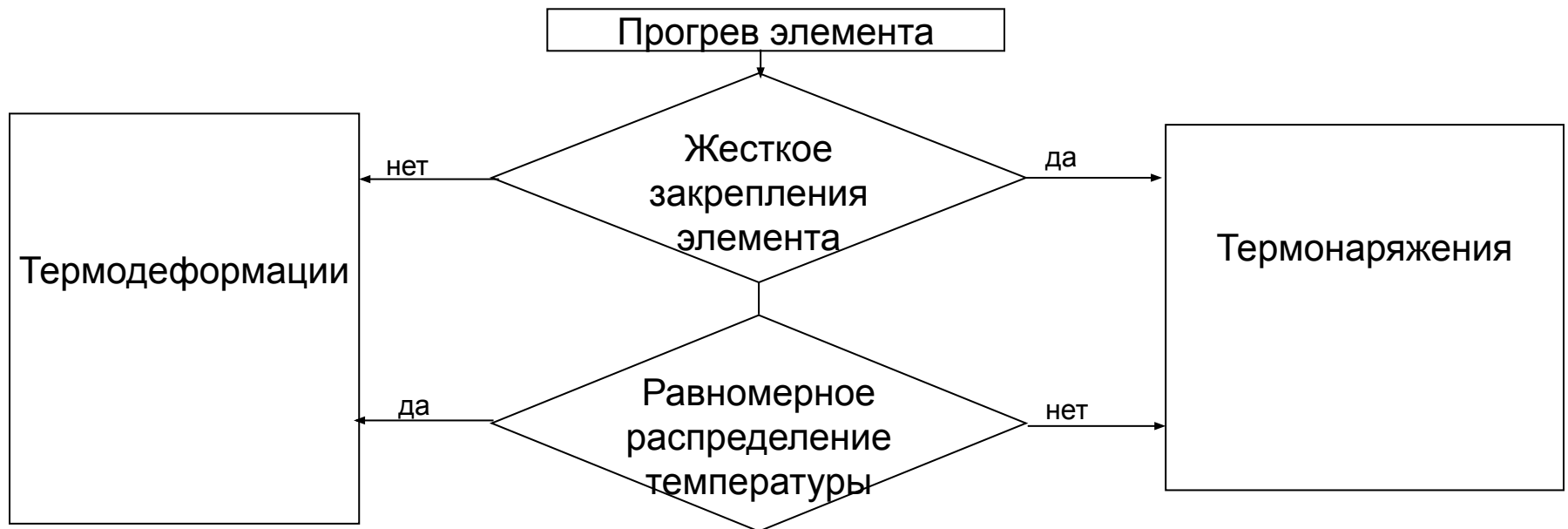
Поскольку ствол шахты выполнен из бетона, который имеет сравнительно низкую температуру плавления (максимальная величина температуры поверхности бетона обычных строительных марок, установленная экспериментальным путем, при которой начинается плавление, составляет 1300°C), то происходит его интенсивный эрозионный унос.

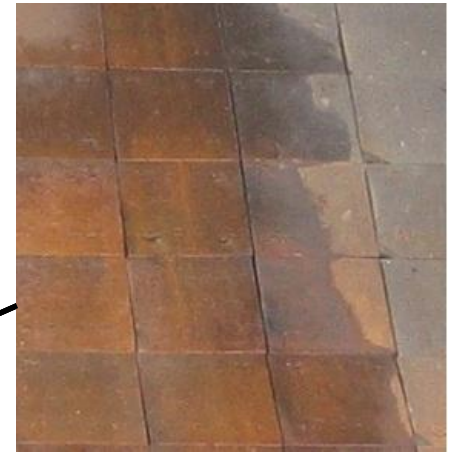
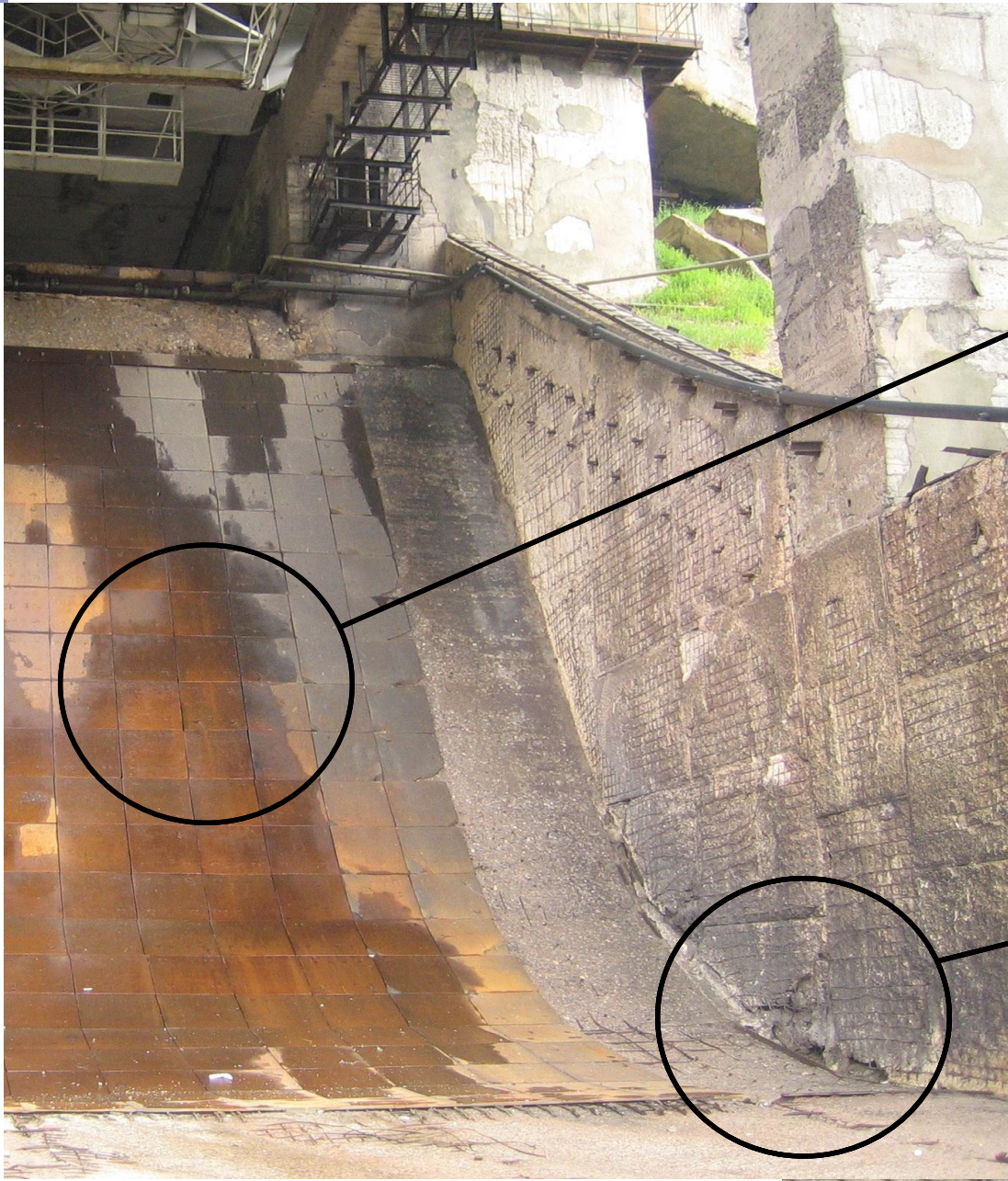
Толщина унесенного за один пуск слоя при величине теплового потока $q = 1500 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{с}$ равна, примерно, 3 мм.

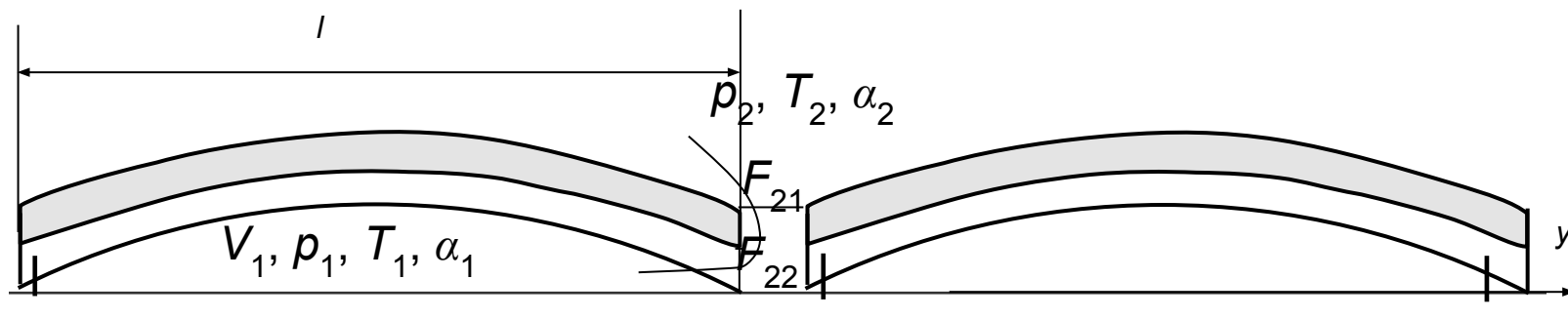
Факторы влияющие на величину эрозионного уноса:

- 1) Конвективные и радиационные тепловые потоки;
- 2) Диффузия химически активных элементов в поверхность;
- 3) Пульсации давления (воздействуют на волокна и разрушают изолирующий слой расплава);
- 4) Силы трения в потоке, обтекающем поверхность (воздействуют на волокна, способствуют расслоению);
- 5) Термонапряжения (вызывают расслоение).

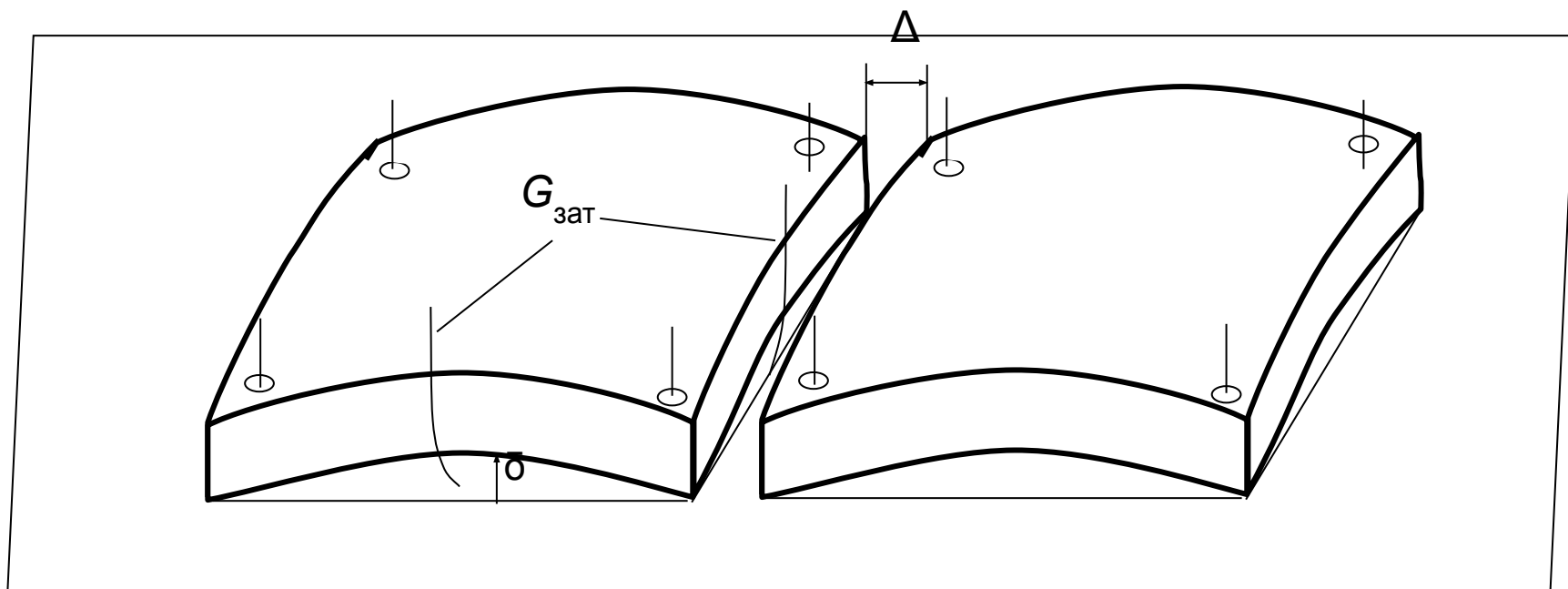
Схема появления термонапряжений и термодеформаций







Температурные деформации листов приводят к затеканию под них газов



Общая характеристика теплового воздействия на газоотражатель

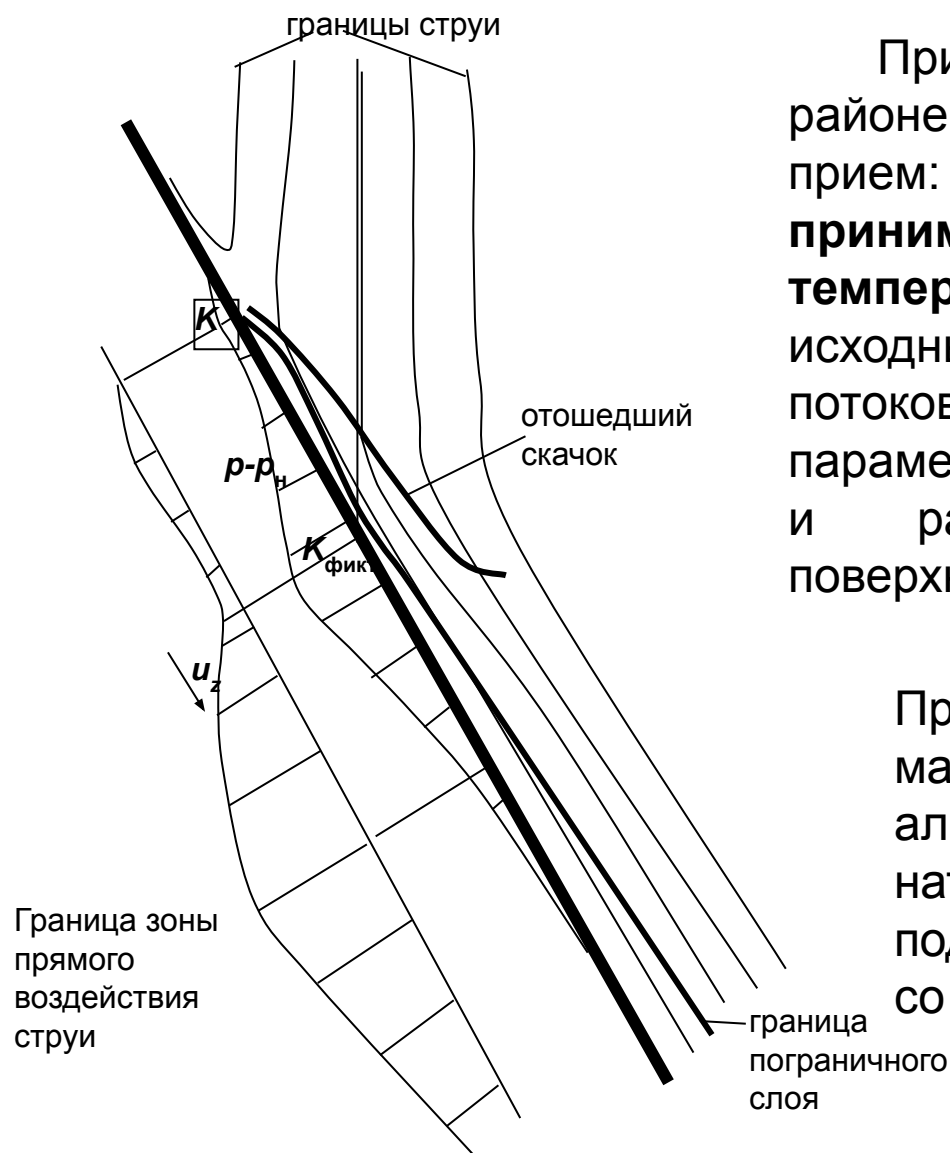
После запуска РД наблюдается импульсное увеличение теплового потока до $q = 6000 \dots 12000$ ккал/м²·с. Далее во время подъема ракеты изменение теплового потока носит колебательный характер, аналогичный изменению статического давления. Величина теплового потока во время колебательного процесса меняется от 6000 до 2000 ккал/м²·с.

Экспериментально установлено, что тепловое воздействие струи на ГО одинаково для случаев шахтного и открытого старта, т.к. зависит лишь от условий взаимодействия со сверхзвуковой струей.

Области максимального нагрева грани ГО расположены на оси струи и на закруглении грани при переходе в цилиндрический участок

Размер зоны теплового воздействия под соплом примерно равен площади проекции выходного сечения сопла $DУ$ на грань. В случае многосопловой компоновки, при которой может происходить взаимодействие струй соседних двигателей, в местах взаимодействия струй между собой нагрузки будут больше.

Схема течения при натекании струи на ГО $\beta \approx 30^\circ$



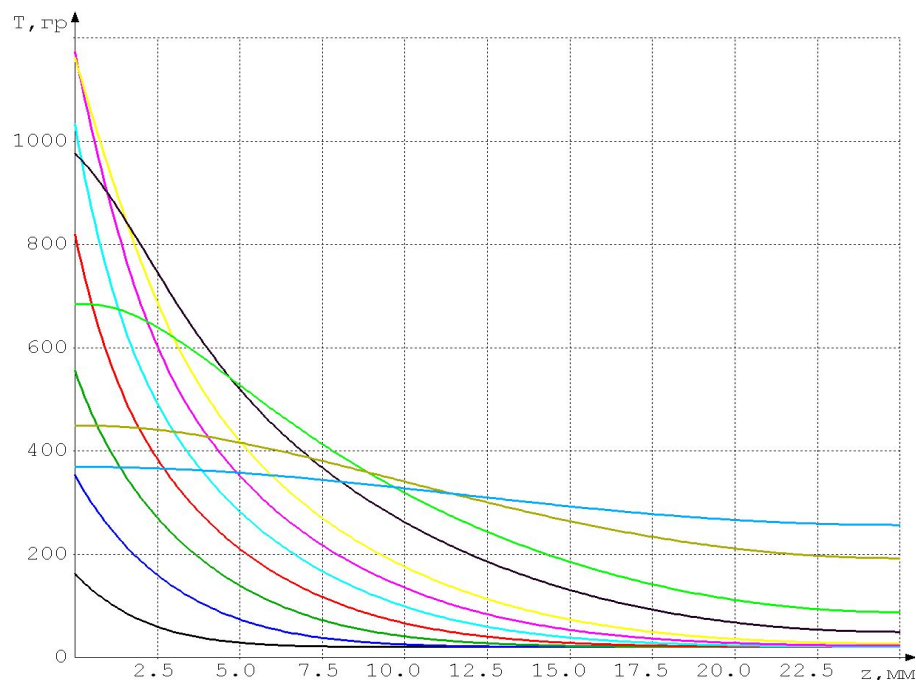
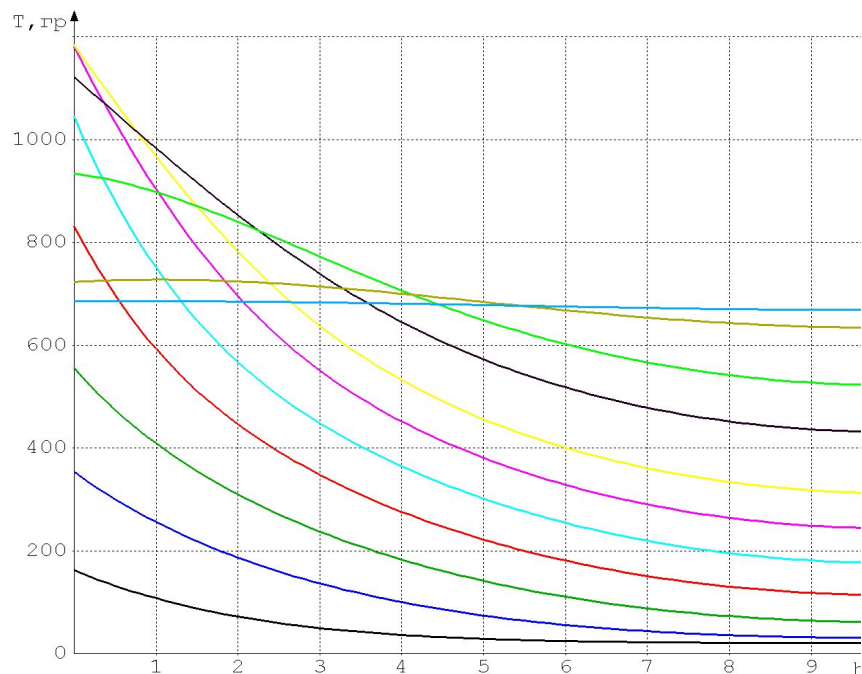
При определении теплового потока в районе оси использовался искусственный прием: **за критическую точку принимается глобальный максимум температур.** При этом в качестве исходных данных для расчета тепловых потоков используются газодинамические параметры на оси струи перед преградой и распределение давления по поверхности преграды.

При использовании легкоплавких материалов для ГО (бетон, алюминиевые сплавы) в месте натекания струи на ГО образуется подковообразная канавка оплавления со смещением чуть выше оси струи.

Вследствие больших величин тепловых потоков при сравнительно невысоких значениях средней температуры грани (около $500\text{ }^{\circ}\text{C}$) температура рабочих поверхностей ГО, выполненных из Стали 20 достигает $1300 - 1500\text{ }^{\circ}\text{C}$ через $0,5 \dots 0,7$ с. При дальнейшем подводе тепла происходит отрыв и унос поверхностного слоя металла. После пуска отчетливо видны следы оплавления металла ГО на сварных швах и выступающих элементах. Наличие местных неровностей, как рассматривалось выше, приводит к интенсификации теплообмена в пограничном слое. Таким образом, температуру в $1400\text{ }^{\circ}\text{C}$ можно считать предельной рабочей температурой для малоуглеродистых сталей.

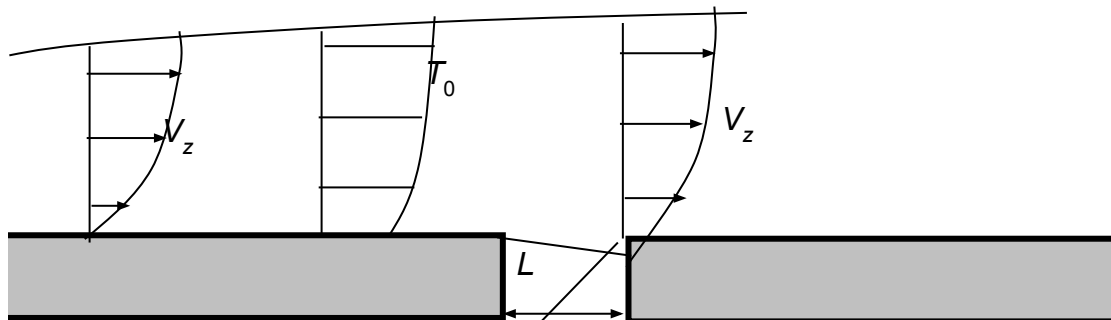
Для условий теплового воздействия, при которых интенсивный тепловой поток действует короткое время, величина эрозионного уноса металла практически не зависит от толщины пластины, если ее толщина лежит в диапазоне $\delta = 6 \dots 16$ мм. Это связано с тем, что достаточно тонкие листы при таких толщинах успевают прогреться до высокой температуры даже за короткое время воздействия, а средняя температура листа, таким образом, оказывается около температуры плавления. С увеличением толщины листа до $\delta = 30$ мм уменьшается средняя температура стенки, что позволяет уменьшить эрозионный унос.

С увеличением длительности теплового воздействия, даже при уменьшении теплового потока, влияние толщины стенки на параметры прогрева становится определяющим.



По технико-экономическим соображениям наиболее целесообразным материалом с точки зрения тепловых нагрузок и эрозии для неохлаждаемого ГО при шахтном и открытом стартах является малоуглеродистая сталь при толщине стенки $\delta = 8 \dots 12$ мм. Использование высоколегированных сталей, например "нержавейки" 08X18H10T, хоть они и рассчитаны на применение в условиях более высоких температур, не позволяет при указанных выше толщинах серьезно сопротивляться эрозионному уносу, т.к. температура их плавления не сильно отличается от малоуглеродистых сталей. Стоимость же их значительно выше, а технологичность сварки хуже.

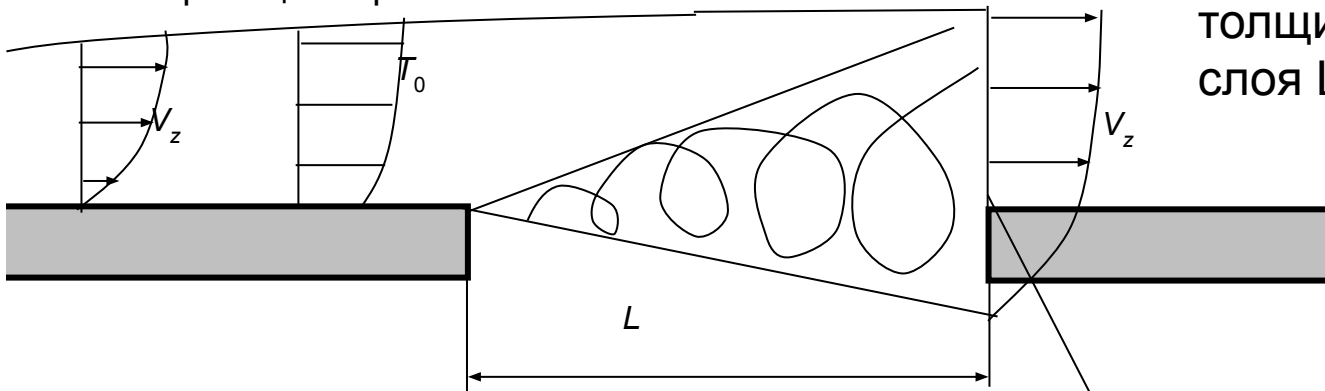
внешняя граница погранслоя



Тепловое воздействие
несколько выше
воздействия на поверхность

Тепловое воздействие на задние стенки выемок и зазоров между листами в области развитого пограничного слоя определяется отношением ширины выемки (зазора) к толщине пограничного слоя $L/\delta_{пс}$

внешняя граница погранслоя



Пограничный слой разрушен. Тепловое воздействие соизмеримо с воздействием в районе критической точки