Оглавление

[Введение 2](#_Toc523998900)

[Упрощенные модели течения 5](#_Toc523998901)

[Основные уравнения движения 6](#_Toc523998902)

[Определение реактивной силы (тяги) 10](#_Toc523998903)

[Эффективная тяга 12](#_Toc523998904)

[Связь потерь тяги двигателя и потерь тяги реактивного сопла 13](#_Toc523998905)

[Параметры пограничного слоя 18](#_Toc523998906)

[Список литературы 21](#_Toc523998910)

# **Введение**

Реактивное сопло является основным неотъемлемым элементом выходных устройств любых летательных аппаратов с реактивными двигателями. Помимо реактивного сопла выходные устройства современных летательных аппаратов, и особенно сверхзвуковых и гиперзвуковых многорежимных самолетов, являясь сложным элементом реактивных двигателей (или силовых установок), могут включать в себя различные системы подвода воздуха к реактивному соплу, системы (или устройства) для отклонения вектора тяги и реверса тяги, системы снижения уровня шума, инфракрасного излучения и т.д.

Основной целью, которую ставит практика реактивного или ракетного двигателестроения при выборе схемы, разработке и создании сопла, является обеспечение максимальной тяги, необходимой для каждого режима работы реактивного двигателя, т.е. максимального приближения процесса истечения газа из сопла к идеальному при возможно меньших массе и габарите сопла. При этом, когда для каких-либо режимов полета летательных аппаратов требуется не максимальная тяга, а некоторая часть этой тяги, то реактивное сопло должно также обеспечить и минимальное внешнее сопротивление силовой установки.

Выбор типа или схемы реактивного сопла определяется прежде всего клас­сом или типом реактивного двигателя, создаваемого для разрабатываемого летательного аппарата: воздушно-реактивный двигатель (ВРД) или ракетный двигатель (РД). Эти два класса двигателей могут иметь различные реактивные сопла, однако некоторые их характеристики и, в частности, внутренние ха­рактеристики сопел могут быть достаточно близкими или подчиняться неко­торым общим законам их изменения.

Многообразие классов или типов летательных аппаратов, типов использу­емых на них реактивных двигателей, различие задач и функций, выполняе­мых этими летательными аппаратами, определяют в целом выбор тип и схему реактивных сопел, их компоновку на летательном аппарате. К определяющим факторам выбора реактивного сопла можно отнести:

1. Назначение ЛА — боевые, военно-транспортные и пассажирские само­леты или беспилотные ЛА.
2. Скорость полета ЛА — дозвуковая, сверхзвуковая, гиперзвуковая.
3. Тип реактивного двигателя — нефорсированные турбореактивные двига­тели (ТРД), двухконтурные двигатели с раздельными контурами (ТРДД) или со смешением потоков в одном реактивном сопле (ТРДДсм), эти же двигате­ли с форсажной камерой (ТРДД, ТРДДФ и т.д.), гиперзвуковые прямоточные ВРД (ПВРД, СПВРД, ГПВРД), двигатели изменяемого цикла (ДИЦ), ракет­ные двигатели (РД).

Аэрогазодинамика реактивных сопел является составной и неотъемлемой частью газовой динамики течений в каналах, теории авиационных и ракет­ных двигателей, аэродинамики летательных аппаратов.

В общем случае, и особенно при наличии высокоинтегральной компонов­ки силовой установки на летательном аппарате, оказывается затруднитель­ным или просто невозможным раздельный анализ внутреннего и внешнего течения в реактивных соплах и здесь возникает необходимость совместного рассмотрения этих типов течений, т. е. анализ обтекания летательного аппа­рата при взаимодействии с внешним потоком реактивных струй двигателей.

Основные уравнения выводятся с использованием законов сохранения массы (расхода), энергии, количества движения (импульсов), применяемых к элементарной струйке газа.

Аэрогазодинамика как наука изучает свойство сжимаемости потоков газа, которое во многих случаях сопровождается наличием таких не менее важных свойств как вязкость, теплопроводность, способность к химическим реакци­ям и других.

В соответствии с используемой в механике сплошных сред моделью осредненного движения и взаимодействия молекул, где рассматриваются средние величины, непрерывно распределенные по заданному объему газа, основны­ми физико-математическими характеристиками совокупности молекул в этом объеме являются:

* масса газа m=Vρ,
* импульс (количество движения) *mω = Vρω,*
* полная энергия , где ρ — средняя массовая плотность, *ω* — средняя скорость, ε — средняя внутренняя энергия рассматриваемого объема газа *V.*

Основными величинами, описывающими движение газа в трехмерном про­странстве точек (векторов) **х** и времени *t* являются:

* вектор скорости w = w (x, t),
* плотность ρ = ρ (х, t),
* давление p = p (х, t),
* средняя внутренняя энергия ε = ε (х, t).

Движущийся объем газа рассматривается как единое физическое тело и движение газа характеризуется следующими физическими величинами, кото­рые являются интегральными характеристиками потока газа и получаются (в силу свойства аддитивности) суммированием таких же характеристик эле­ментарных струек:

* массой ,
* импульсом , (векторная величина),
* полной энергией, равной сумме кинетической и внутренней энергии ,
* потоком массы )массовым расходом) G=
* потоком импульса J= (векторная величина) где n-единичный вектор, нормальный к поверхности А объемаV, dA -элемент этой поверхности,
* потоком полного теплосодержания *,* где — теплосодержание (энтальпия) единицы массы газа и так далее.

**Упрощенные модели течения**

Следует отметить, что течение газа в реактивных соплах в общем случае достаточно сложное (трехмерное, пульсирующее, турбулентное, с высокой температурой, со скачками уплотнения, с возможными отрывными зонами и т. д.), решение основных уравнений движения в этом случае сопровождается значительными трудностями и это приводит к необходимости включения в рассмотрение более простых или идеализированных схем (моделей) течения. Использование более простых моделей позволяет получить определенное уп­рощенное описание движения газа и облегчить проведение численных расче­тов. При этом весьма важно представлять или оценить, насколько эти модели адекватно отражают реальные процессы, происходящие при течении газа, например, в реактивных соплах, а использование их требует в каждом рас­сматриваемом случае специального тщательного анализа и эксперименталь­ного подтверждения.

Определение некоторых, часто встречающихся, упро­щенных моделей течений газа.

1. Течение считается установившимся (стационарным), если все параметры газа в сечении не зависят от времени.
2. Течение газа называется изотермическим, если температура в потоке по­стоянна (*Т* = const).
3. Течение газа называется изобарическим, если давление в потоке посто­янно *(р =* const).
4. Течение газа называется изохорическим, если плотность в потоке посто­янна (р = const), т. е. рассматривается несжимаемый газ (или жидкость).
5. Течение газа называется адиабатическим, если нет теплообмена с окру­жающей средой.
6. Течение считается невязким, если в нем отсутствует трение.
7. Течение газа называется изоэнтропическим (обратимым), если энтропия в потоке постоянна.
8. Газ считается совершенным, если для него выполняется уравнение состо­яния = *RT.*
9. Течение установившегося совершенного газа считается одномерным, если все параметры однородны по сечению, скорость потока параллельна оси струйки тока и все параметры газа являются функцией только продольной координаты.
10. Течение вязкого газа называется ламинарным, если движение его частиц носит упорядоченный (слоистый) характер.
11. Течение вязкого газа называется турбулентным, если движение частиц в нем носит беспорядочный характер, с пульсациями скорости в продольном и поперечном направлениях.
12. Течение или поток называется однородным, если все средние величины в точке не зависят от положения точки.
13. Идеальным газом считается такой газ, в котором нет изменения потен­циальной энергии, нет работ сил трения (невязкий газ), в котором существует адиабатический процесс и энтропия постоянна.

Идеальное сопло — это сопло, в котором расширение газа происходит без каких-либо потерь.

Основные уравнения движения

Основные уравнения движения, как правило, выводятся для элементарной струйки газа с малыми размерами, где все основные параметры (давление, скорость, плотность, температуру) можно считать постоянными в попереч­ном сечении, т. е. так как это делается в гидравлике. Если в поперечном сече­нии струйки тока параметры газа изменяются, то они заменяются на некото­рые средние по сечению значения. При этом газ считается одномерным, т. е. все параметры однородны по сечению и являются только функцией продоль­ной координаты. Течение рассматривается установившимися, т. е. все пара­метры газа в любом сечении не зависят от времени. Тогда закон сохранения массы — постоянство массового расхода через любое поперечное сечение струй­ки тока — позволяет получить уравнение неразрывности:

m = ρωF= const, (1)

m — секундная масса газа, кг/с; ρ — массовая плотность, равная отношению удельного веса к ускорению силы тяжести (р = y/g) , кг/мг3; ω — скорость, м/с; F — площадь поперечного сечения струйки тока, м2.

Для несжимаемой жидкости (ρ = const) уравнение неразрывности прини­мает вид:

m = wF= const. (1')

Если в реактивных соплах рассматривать поток однородным, установив­шимся, как для каждой элементарной струйки тока, или рассматривать осредненные параметры в каждом сечении, то уравнение неразрывности (1) или (1') может быть распространено на всё течение газа в соплах.

Тогда выражение массового секундного расхода газа через реактивное со­пло и параметры заторможенного газа будет иметь вид:

(2)

где λ — приведенная скорость, *q(λ) —* газодинамическая функция, а величина коэффициента, входящего в это выражение, равна: для воздуха 0,0404 (R= 287 Дж/кг К, к = 1,4) и для продуктов сгорания 0,0397 (R= 283 Дж/кг • К, к= 1,33).

Соответственно величина весового секундного расхода *G* [кгс/с] будет рав­на величине массового секундного расхода, умноженного на ускорение силы тяжести (g) и значения коэффициентов, входящих в выражение (1.2), будут равны 0,396 (к = 1,4) и 0,389 (к= 1,33).

Очевидно, что выражение (2) может быть использовано для любого сече­ния сопла, в том числе критического и выходного сечения.

Вывод уравнения энергии получается из рассмотрения закона энергии. Если оценить баланс энергии, т. е. рассматривать преобразование энергии в одной и той же массе газа, перемещающейся за бесконечно малые промежутки времени из одного объема элементарной струйки тока в другой, то в окончательном виде при отсутствии технической работы над объемом газа и действия массовых сил, без теплообмена с окружающей средой, т. е. при отсутствии подвода или отвода энергии и изменения потенциальной энер­гии, уравнение энергии будет иметь вид:

(3)

где энтальпия или теплосодержание газа

(4)

Уравнение энергии (3) и уравнение теплосодержания (4) дают связь температуры газа со скоростью движения.

Механическая форма уравнения энергии (уравнение Бернулли) дает связь скорости движения и давления в потоке газа

(5)

Для идеально заторможенного потока газа (адиабатического, изоэнтропического, одномерного) уравнение Бернулли дает:

Откуда

При определении силы тяги реактивного двигателя необходимо знать силы и моменты, действующие на газовый поток со стороны обтекаемого тела, или наоборот, воздействие сил и моментов движущегося газа на обтекаемые тела.

Это можно сделать с помощью уравнения изменения (сохранения) количе­ства движения — уравнения Эйлера.

Согласно этому уравнению для выделенного объема элементарной струй­ки (или трубки) тока при установившемся движении и отсутствии массовых сил сумма (или равнодействующая) всех гидродинамических сил, приложен­ных к поверхности этого объема, равна приращению (изменению) секундно­го количества движения (или импульса) вытекающего и втекающего газа, т. е.

Для цилиндрической струйки тока при отсутствии сил трения и воздей­ствия внешних сил в интегральной форме это уравнение имеет вид:

или

Это уравнение выражает очень важное свойство газового потока: при от­сутствии трения и внешних сил увеличение скорости потока может быть вы­звано только понижением статического давления и наоборот, торможение потока сопровождается повышением статического давления независимо от происходящих в нем процессов и изменения остальных параметров.

С помощью уравнения количества движения расчет действующих сил мо­жет быть проведен по известным параметрам на контрольной поверхности, без проникновения в существо процессов, происходящих в объеме газа внут­ри контрольной поверхности. Важным обстоятельством при использовании этого уравнения является удачный выбор контрольной поверхности.

Определение реактивной силы (тяги)

Полет летательного аппарата с реактивным двигателем осуществляется под воздействием реактивной силы (реактивной тяги), которая возникает в ре­зультате истечения из реактивного сопла выходящих газов (или рабочего тела). Реактивные двигатели (двигательные или силовые установки) можно разде­лить на два типа или класса:

1. Двигатели, получающие частично или полностью энергию, или рабочее тело из окружающей среды, относятся к классу воздушно-реактивных двига­телей (ВРД). Поэтому под ВРД понимается газовая машина, создающая тягу в результате взаимодействия элементов двигателя и движущегося воздуха, ко­торому сообщается энергия (тепловая — в результате сгорания топлива, меха­ническая — за счет работы, например, компрессора и т. и.).
2. Двигатели, не использующие для своей работы ни энергию, ни рабочее тело из окружающей среды, относятся к классу ракетных двигателей (РД). Поэтому под РД понимается машина (установка), создающая тягу путем пре­образования любого вида энергии (источник которой вместе с запасом рабо­чего тела находится на борту летательного аппарата) в кинетическую энергию рабочего тела, отбрасываемого от двигателя через реактивное сопло в окружа­ющую среду.

Принципиальное отличие РД от ВРД заключается в автономности (спо­собности работать без использования окружающей среды) и независимости тяги от скорости движения летательного аппарата.

Автономность РД не означает независимости его параметров от окружаю­щей среды, так как выходные параметры РД и, в частности, тяга в значитель­ной степени зависят от давления в окружающей среде.

Реактивный двигатель, а в более широком смысле — двигательная или силовая установка, является источником создаваемой им реактивной силы (или тяги).

В частности, авиационной силовой установкой считается совокупность непосредственно самого ВРД, входного и выходного устройства (воздухоза­борника и реактивного сопла) вместе с необходимыми вспомогательными системами и агрегатами, объединенная с планером или фюзеляжем самолета.

Реактивная тяга или тяга двигателя (силовой установки) противоположна по направлению истечению выхлопных газов и представляет собой усилие, передаваемое через узлы крепления двигателя к летательному аппарату.

В общем случае реактивная тяга (пли просто тяга) силовой установки отличается от тяги входящих в ее состав двигателей наличием потерь, свя­занных с внешним сопротивлением входящих в состав силовой установки элементов. Для оценки характеристик изолированного двигателя и эффек­тивности системы силовой установки с учетом внешнего сопротивления ее элементов в отечественной и зарубежной литературе рассматриваются два вида тяги: внутренняя тяга двигателя и эффективная тяга двигателя или си­ловой установки.

Понятия «эффективная тяга двигателя» и «эффективная тяга силовой уста­новки» имеют практически одинаковый смысл, зачастую характеризуют одну и ту же величину тяги, а в общем случае отличаются по величине в связи с различным числом элементов силовой установки, сопротивление которых учитывается при определении эффективной тяги.

Под внутренней тягой двигателя понимается тяга, создаваемая двигателем в соответствии с внутренним процессом, протекающим в нем, без учета внеш­него сопротивления элементов двигателя (силовой установки). Под эффек­тивной тягой двигателя (силовой установки) понимается та часть внутренней тяги, которая используется для преодоления сопротивления летательного ап­парата, т. е. внутренняя тяга за вычетом внешнего сопротивления двигателя (силовой установки). Эта эффективная тяга используется для продвижения или ускорения летательного аппарата, откуда и возникает термин «чистая тяга». В установившемся горизонтальном полете летательного аппарата тяга двига­теля уравновешивается действующими на этот аппарат силами внешнего со­противления.

Эффективная тяга двигателя (силовой установки) представляет собой рав­нодействующую всех сил давления и трения, действующих на его (ее) поверх­ности изнутри со стороны газового потока, протекающего через двигатель, и внешнего потока, обтекающего двигатель (силовую установку) снаружи. Ус­ловно эти силы можно разделить на внутренние и внешние. Хотя такое разде­ление является искусственным, может привести к заметной погрешности опре­деления эффективной тяги при невозможности правильного учета влияния элементов силовой установки на ее внешнее обтекание и возможного влия­ния внешнего потока на течение газа в элементах двигателя, в методическом плане это разделение может оказаться полезным, так как позволяет более просто оценить влияние различных факторов на эти две силы.

Эффективная тяга

Та часть внутренней тяги двигателя, которая используется для движения летательного аппарата (полезная часть реактивной силы или тяги) и равна разности между реактивной силой (внутренней тягой двигателя Рдв) и сум­марным внешним сопротивлением силовой установки (∑Хнар), называется эффективной тягой двигателя:

. (11)

Аналогично вводится понятие эффективной тяги сопла

, (12)

где Хс — суммарное внешнее сопротивление сопел в компоновке силовой установки на летательном аппарате.

Сопротивление силовой установки включает в себя такие основные составля­ющие как лобовое сопротивление входного участка — воздухозаборника (сопротивление по жидкой линии), сопротивление давления и трения гондо­лы силовой установки, внешнее сопротивление реактивных сопел и т. д.

Внешнее сопротивление реактивных сопел включает в себя сопротивление наружных створок сопел (в ряде случаев и сопротивление сужающейся хвос­товой части гондолы от миделя до сечения, где расположено реактивное соп­ло); донное сопротивление сопла и хвостовой части гондолы; сопротивление сопла, связанное с влиянием элементов планера на обтекание сопла, и др.

Связь потерь тяги двигателя и потерь тяги реактивного сопла

Потери в выходных устройствах можно в общем случае разделить на три вида:

1. внутренние потери;
2. потери, связанные с нерасчетностью расширения газа в сопле;
3. внешнее сопротивление.

Внутренние потери вызваны вязкостью газа, а также возникновением скачков уплотнения в сверхзвуковой части сопла. Вязкость обуславливает потери на трение. В эжекторных соплах вязкость приводит также к потерям в слое смешения и в вихревой зоне. Кроме того, неравномерность потока в выходном сечении сопла и его местные отклонения от осевого направления также приводят к потерям тяги.

Внутренние потери оцениваются коэффициентом скорости сопла

ϕс =,

где с - осредненная (по расходу) величина осевой составляющей действительной скорости на выходе из сопла; с.ад - скорость на выходе из сопла при отсутствии потерь, равная

с.ад.

Нерегулируемые сужающиеся сопла с профилированными стенками внутреннего канала имеют ϕс =0,99…0,995. У регулируемых сверхзвуковых сопел в среднем ϕс=0,975…0,985.

С учетом наличия внутренних потерь и пограничного слоя для определения площади критического сечения сопла Fкр при известном расходе газа Gг формула расхода газа через критическое сечение сопла должна использоваться в виде:

г=гкрq(λкр),

где σкр=/, а μ - коэффициент расхода, учитывающий неравномерность параметров газового потока в критическом сечении сопла. У профилированных сопел Лаваля коэффициенты σкр и μ близки к единицы.

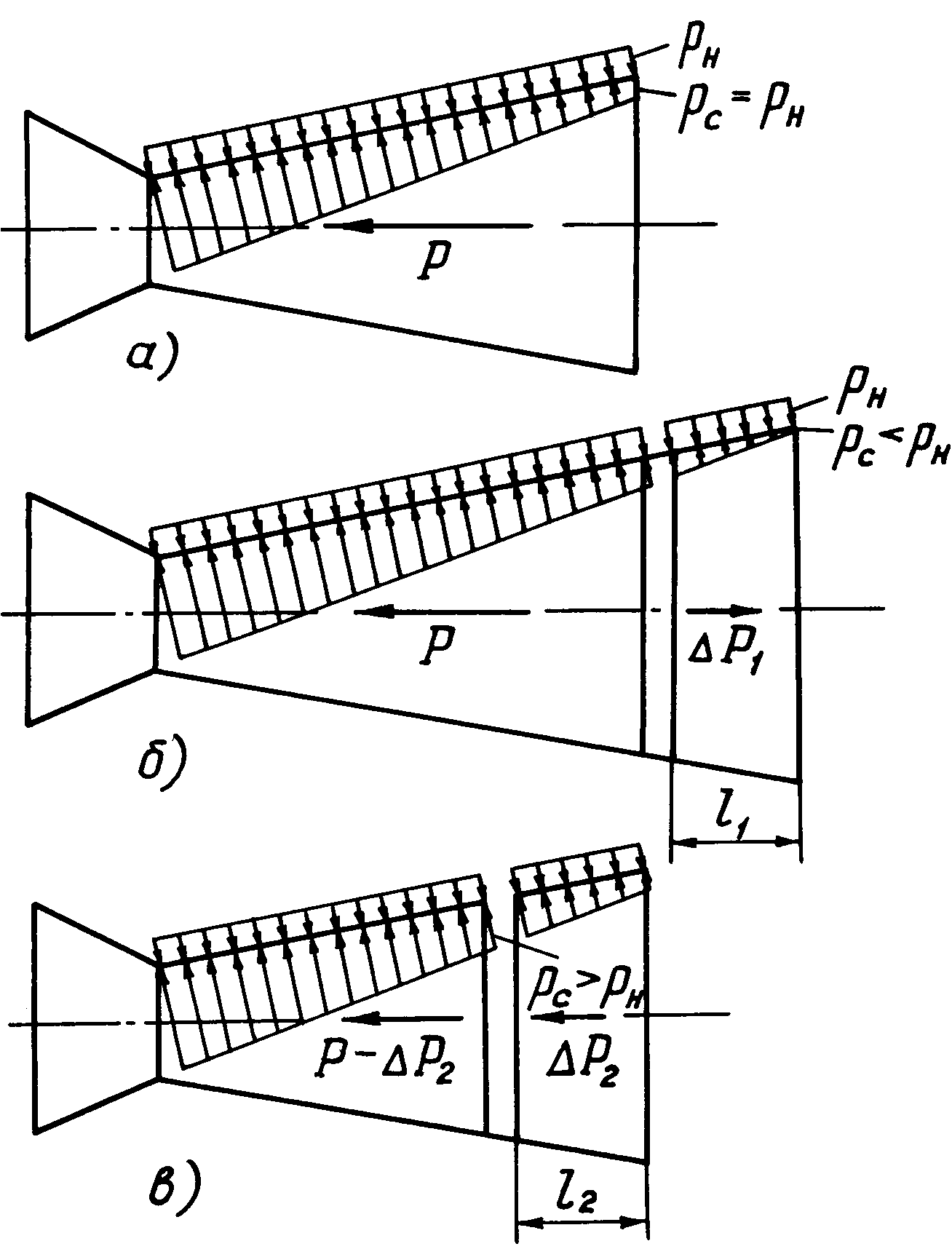


Рис.1. К объяснению влияния нерасчетности режимов на тягу сопла

Потери, связанные с нерасчетностью режима работы сопла, Нерасчетный режим работы сопла, т.е. режим, когда , возможен только при  Для объяснения этого влияния такой нерасчетности на тягу двигателя. рассмотрим, как будет изменяться тяга двигателя при неизменном режиме его работы (при р0= const и рН= const), если на этот двигатель устанавливать нерегулируемые сопла Лаваля, имеющие одинаковую площадь Fкр и различные площади Fс. Будем в целях наглядности принимать, что Fс изменяется не за счет регулируемых створок, а за счет добавления к исходному соплу некоторого участка l1 или отбрасывания участка l2. На рис. 1 приведено распределение давлений вдоль образующей полученных таким образом сопел при различных , соответствующих полному расширению (а), перерасширению (б) и недорасширению (в). Как видно, наибольшая равнодействующая от сил давления имеет место в случае (а), когда рс=рН и осуществляется полное расширение газа в сопле. При увеличении  давление рс на срезе сопла снижается и становится меньше рН. Это вызывает появление силы ΔР1, направленной против полета, и тяга двигателя с соплом (б) становится меньше, чем с соплом (а). В случае (в), когда сопло выполнено более коротким, тяга тоже снижается, так как вместе с отброшенным участком l2 теряется и некоторая часть тяги ΔР2.

Следовательно, максимум тяги сопла (без учета внешнего обтекания) соответствует условию πс=πс.расп. Практически выгоднее выбирать для каждого режима работы двигателя величину  из условия небольшого недорасширения, поскольку это позволяет при незначительной потери тяги (менее 0,5%) заметно уменьшить габаритные размеры сопла, его массу и площадь охлаждаемой поверхности.

Для суммарной оценки внутренних потерь и потерь от нерасчетности расширения газа в сопле используют коэффициент тяги сопла, равный отношению действительной тяги сопла к идеальной:

, (13)

где - идеальная тяга сопла, соответствующая полному расширению газа и отсутствию потерь (ϕс=1). Очевидно, что

=г=г, (14)

Здесь λс.ид определяется через функцию П(λ) из условия П(λс.ид) =1/πс.расп, а величина акр – по формуле

кр.

Внешнее сопротивление выходного устройства. Для сравнительной оценки внешнего сопротивления выходных устройств пользуются понятием «кормовое сопротивление» Хкор. Оно включает в себя сопротивление давления Хр.кор и сопротивление трения Хтр.кор кормовой части фюзеляжа или мотогондолы, сопряженных с обечайкой и створками сопла, т.е.

Хкор=Хр.кор + Хтр.кор.

На величину Хкор влияет ряд факторов: число M полета, форма кормы, тип сопла и режим его работы, толщина пограничного слоя на поверхности кормы и др.

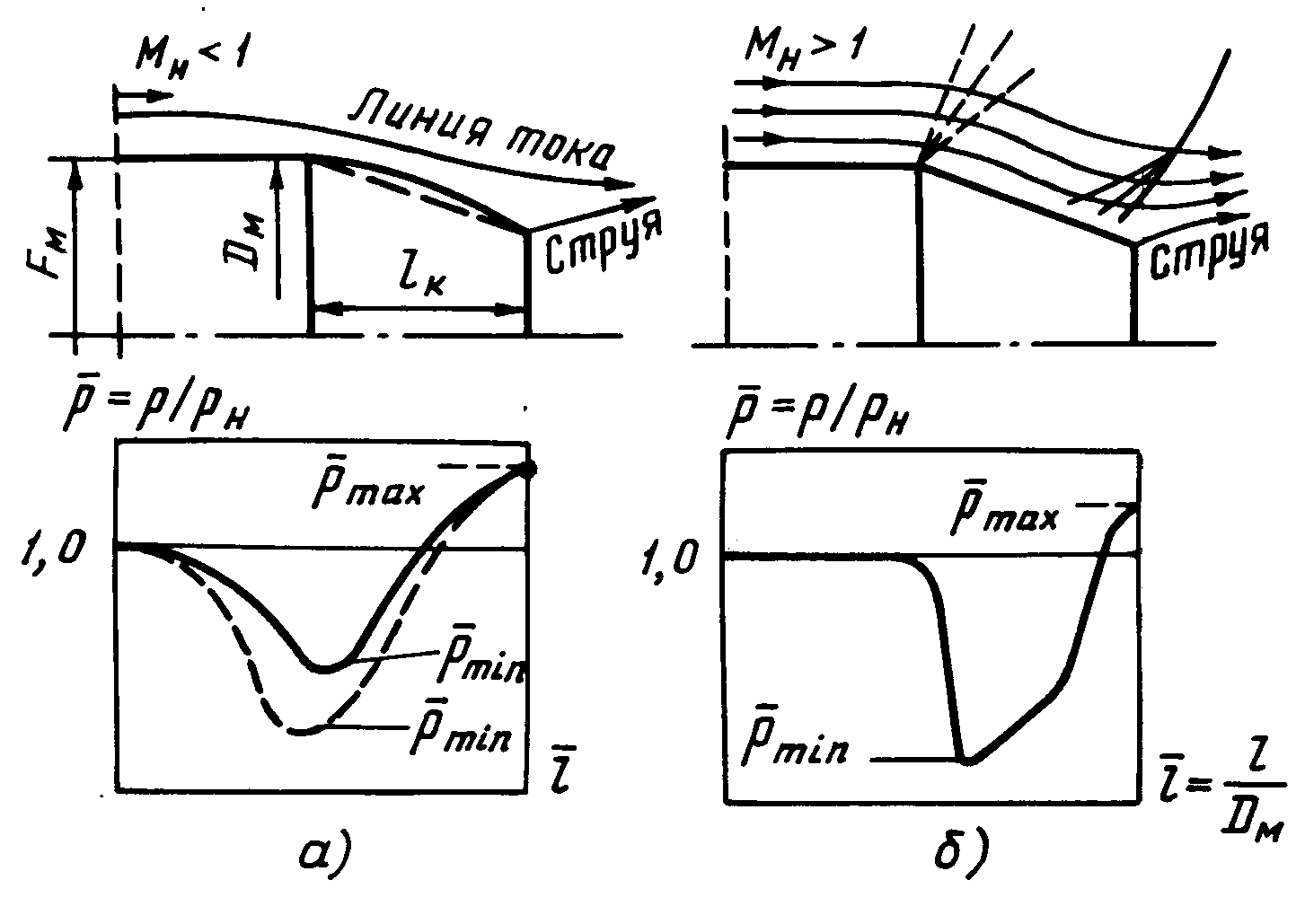


Рис.3. Распределение статических давлений на поверхности кормы при дозвуковом (а) и

сверхзвуковом (б) обтекании

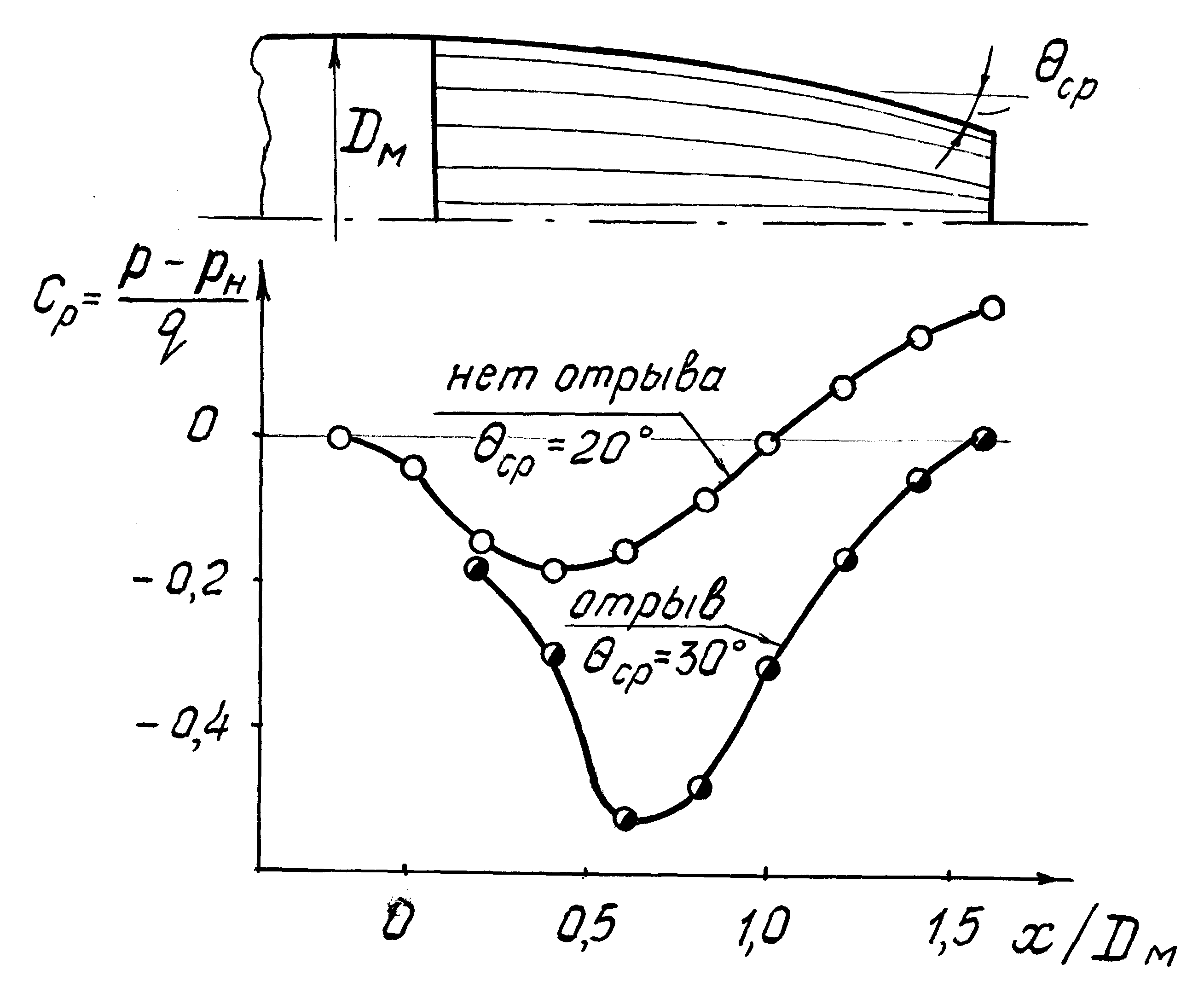


Рис.2. Распределение коэффициента

давления по внешней поверхности сопла

при Мн=0,8 и πс.расп=3,5

Основной причиной возникновения внешнего сопротивления кормы является неблагоприятное распределение статического давления на ее внешней поверхности, форма которой, как правило, отлична от цилиндрической. Картина распределения статического давления, типичная для обтекания дозвуковым потоком кормы конической и плавной (так назваемой оживальной) формы в присутствии истекающей из сопла недорасширенной струи газа, показана на рис. 3, а. Как видно, на начальном участке кормы поток разгоняется, и статическое давление снижается, а в конце кормы статическое давление увеличивается (вследствие торможения потока при его обратном повороте к оси сопла). У кормы конической формы с изломом поверхности (штриховой контур на рис. 3, а) величина наибольшего относительного разрежения  и сопротивление давления получаются более высокими, чем у кормы оживальной формы. Повышение давления в конце кормы до рmax>рН объясняется наличием выпуклой реактивной струи на выходе из сопла, об которую тормозится поток воздуха, обтекающий корму. Этим частично компенсируется сопротивление, возникающее на тех участках кормы, где давление ниже атмосферного.

При Mн>1 (см. рис. 3, б) на выпуклой поверхности кормы и в месте ее излома реализуется течение разрежения с последующим торможением потока в скачке уплотнения, образующемся в конце кормы или за ее пределами. При этом возникает разрежение на значительной части внешней поверхности кормы, что также служит причиной возникновения внешнего сопротивления. Расширяющаяся форма реактивной струи при недорасширении газа в сопле способствует снижению внешнего сопротивления, так как вызывает перемещение кормового скачка ближе к началу кормы и приводит к повышению давления на участке кормы, расположенным за скачком. Благодаря взаимному влиянию реактивной струи и внешнего потока, потери от недорасширения частично могут быть скомпенсированы снижением внешних потерь.

Важным требованием к внешней аэродинамике сопел является их безотрывное обтекание. На рис. 2 показано распределение коэффициента давления по внешней поверхности сопла при Мн=0,8 и πс.р=3,5 для случая, когда нет отрыва, и для случая, когда из за менее удачно формы кормы возникает отрыв потока. При отрыве на начальном участке сопла давление резко снижается, а на конечном участке восстанавливается в недостаточной степени, что приводит к значительному возрастанию внешнего сопротивления.

Другим источником внешних потерь является сопротивление трения, хотя его доля по отношению к сопротивлению давления относительно невелика.

Суммарная тяговая эффективность выходного устройства в условиях внешнего обтекания оценивается коэффициентом эффективной тяги сопла, равным отношению эффективной тяги сопла к идеальной:



или величиной

, (15)

называемой относительной потерей эффективной тяги сопла.

Параметры пограничного слоя

Внутреннее течение в реактивных соплах и внешнее обтекание кормовых частей гондол или фюзеляжей, где расположены реактивные сопла, есть тече­ние вязкой жидкости, которое для большинства режимов работы реактивных двигателей и полета летательных аппаратов от дозвуковой до сверхзвуковой скорости является турбулентным. Оно характеризуется числом Рейнольдса, определяемым по параметрам потока и характерному размеру, за который чаще всего выбирается во внутреннем течении — диаметр входного канала или критического сечения сопла, во внешнем — диаметр миделя или среза сопла:

(16)

В ряде случаев при определении чисел Re за характерный размер вместо диаметра канала (или сопла) может выбираться толщина 8 пограничного слоя. Определение толщины и других параметров пограничного слоя дано ниже с использова­нием рис. 4.

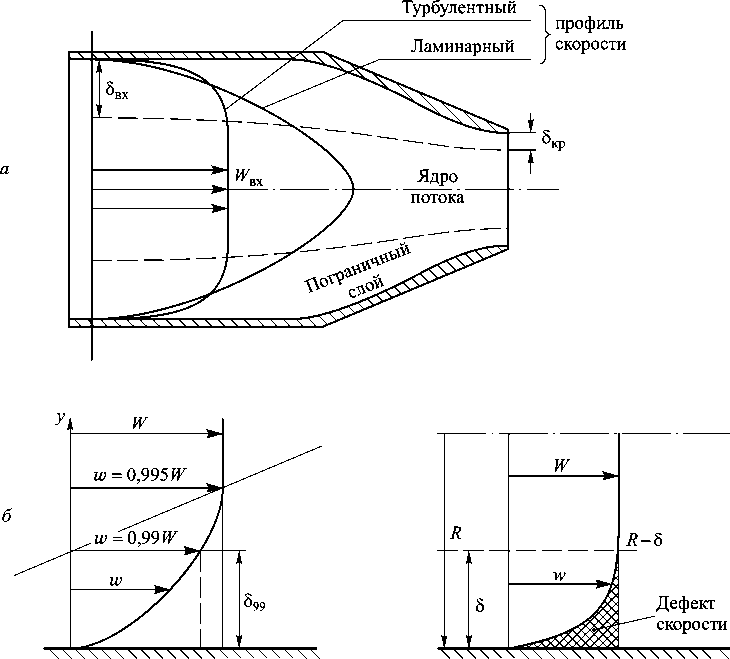
Рисунок 4 б иллюстрирует ламинарный и турбулентный профили скорости на входе в сопло, границы ядра потока и пограничного слоя для турбулент­ного течения. При определении этой границы (или то же самое, что толщи­ны пограничного слоя 8) существует некоторая неопределенность. Так, из­менение скорости в пограничном слое и приближение ее к величине скоро­сти в ядре потока происходит асимптотически (рис. 4), и не очевидно, какая точка на профиле скорости есть граница пограничного слоя. Есте­ственно, что эта граница должна быть выбрана на таком расстоянии от твер­дой стенки, чтобы включить большую часть изменения скорости потока в пограничном слое. Обычно толщина пограничного слоя 8 с использованием профиля скорости выбирается как δ99 при *ω* = 0,99 *W* , где *W —* скорость в ядре потока, т. е. где скорость в слое отличается всего на 1% от скорости *W* (рис. 4б).

Возможно так же, как это используется в некоторых работах, и другие

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| варианты определения толщины | пограничного слоя: | |
| δ 98 *= у* | при | *ω =* 0,98 *W;* |
|  | при | *ω =* 0,995 *W;* |
|  | при | *ω = W.* |

Поэтому толщина пограничного слоя разграничивает область ядра потока от области, где имеет место дефект скорости по сравнению со скоростью в ядре потока (рис. 4).

Реальный (вязкий) поток, в частности, в канале сопла, может быть заме­нен гипотетическим эквивалентным идеальным (невязким) потоком путем введения понятия толщины вытеснения пограничного слоя δ \*.



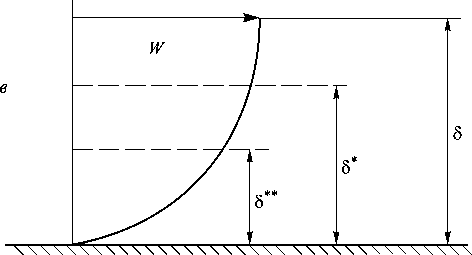


Рис.4. Определение параметров пограничного слоя:

*а —* профили скоростей в реактивном сопле; *б —* толщина пограничного слоя; *в —* параметры пограничного слоя

**Список литературы**

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1969.
2. Абрамович Г.Н, Гиршович Т.А., Крашенинников С. Ю., Секундов А.Н., Смирнов И.П. Теория турбулентности струй. — М.: Наука, 1984.
3. Акимов В. М., Бакулев В.И. и др. Теория воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. — М.: Машиностроение, 1987.
4. Алемасов В.Е., Дергалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969.
5. Васильев А.И, Кудрявцев В.М. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракет­ных двигателей. — М.: Высшая школа, 1983.
6. Глотов Г. Ф., Мороз Э.К. Исследование течения в цилиндрическом канале при внезапном расширении звукового потока// Ученые записки ЦАГИ. 1970. Т. 1. № 2.
7. Глотов Г. Ф., Мороз Э.К. Исследование течения газа в цилиндрическом канале // Труды ЦАГИ. 1970. Вып. 1281.
8. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численные решения многомерных задач газовой динамики. — М.: Наука, 1976.
9. Ефремов Н.Л., Сафонов В.П. Исследование сверхзвуковых сопел с разрывом кон­тура в критическом сечении и цилиндрической обечайкой // Труды ЦИАМ. 1973. № 592.
10. Жданов В. Г, Фейман М.П., Курилкина П.И. Гиперзвуковые прямоточные воз­душно-реактивные двигатели (ГПВРД). (По материалам иностранной печати за 1959— 1967 гг.): Обзор БНТИ ЦАГИ. № 238, 1968.
11. Иделъчик И.Е. Аэродинамика технологических аппаратов. — М.: Машинострое­ние, 1983.
12. Иванов М.Я., Идиятулина Ф.Л. К расчету гладких стационарных течений иде­ального газа методом третьего порядка точности //Ж. вычислит, матем. и матем. физ.
13. Т. 18. № 4.
14. Иванов М.Я., Крайко А.Н., Михайлов В.И. Метод сквозного счета двумерных и пространственных сверхзвуковых течений //Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 1972. Т. 12. № 2.
15. Идиятулина Ф.Л., Лаврухин Т.Н., Михайлов Б.И., Тагиров Р.К, Ягудин С.В. Рас­четные и экспериментальные исследования влияния радиуса кривизны контура в об­ласти критического сечения на характеристики сверхзвуковых сопл // Ученые запис­ки ЦАГИ. 1980. Т. XI. № 4.
16. Крайко А.Н., Соколов В.Е. Об удельном импульсе потока в минимальном сече­нии сопла Лаваля и выходном сечении сужающегося сопла // Изв. АН СССР. МЖГ. 1976. № 1. С. 186-188.
17. Крайко А.И., Ланюк А.И. О влиянии неравномерности полей полной энтальпии и энтропии на интегральные характеристики сопла Лаваля // Изв. АН СССР. МЖГ. 1976. № 3. С. 102-109.