

Лаврухин Г.Н.
Попович К.Ф.

Аэрогазодинамика реактивных сопел



МОСКВА
ФИЗМАТЛИТ ®

УДК 533.69
ББК 30.124
Л 13



*Издание осуществлено при поддержке
Российского фонда фундаментальных
исследований по проекту 08-01-07072*

Лаврухин Г.Н., Попович К.Ф. **Аэрогазодинамика реактивных сопел.** В 2 т.
Т. II. **Обтекание донных уступов потоком газа.** — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. — 312 с. —
ISBN 978-5-9221-1108-9.

Книга представляет собой том II монографии «Аэрогазодинамика реактивных сопел». Она посвящена решению такой важной проблемы, как управление отрывными течениями в доменных областях с целью снижения донного сопротивления. Сделано обобщение обширного количества, в основном, экспериментальных данных, полученных за последние полвека отечественными и зарубежными авторами.

Подробно рассмотрены основные встречающиеся в практике типы донных уступов, проанализирована картина течения за плоскими, осесимметричными, трехмерными уступами, включая асимметрию течения, вызванную наличием угла атаки тел. Приведенные данные систематизированы для различных скоростей полета: дозвуковых, трансзвуковых, умеренных сверхзвуковых и больших сверхзвуковых скоростей.

Показаны способы повышения донного давления (снижения донного сопротивления) за счет выбора оптимальных геометрических параметров хвостовых частей и реактивных сопел.

Для специалистов различных направлений в области авиадвигателестроения.

Рецензент: доктор технических наук Ю.Н. Нечаев

Издание осуществлено при поддержке



ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт»
имени профессора Н.Е. Жуковского



ОАО «ОКБ имени А.С. Яковлева»



ЗАО «АЭРОКОН»

ISBN 978-5-9221-1108-9

© Г.Н. Лаврухин, К.Ф. Попович, 2009
© ФГУП «Центральный аэрогидродинамический
институт» имени профессора Н.Е. Жуковского, 2009
© ФИЗМАТЛИТ, 2009

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	7
ВВЕДЕНИЕ	9
Глава I. ТИПЫ ХВОСТОВЫХ ЧАСТЕЙ И СХЕМЫ ИХ ОБТЕКАНИЯ	13
1.1. Коэффициенты сопротивления хвостовых частей	13
1.2. Типы хвостовых частей	15
1.3. Схемы обтекания	18
1.3.1. Течение в донных областях	18
1.3.2. Обтекание сужающихся хвостовых частей	30
1.3.3. Обтекание тел на углах атаки	34
1.3.4. Течение в донных областях эжекторных сопел	38
Глава II. ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ ЗА УСТУПАМИ	42
2.1. Распределение давления в донной области	42
2.1.1. Расширение потока к оси уступа	42
2.1.2. Расширение потока от оси уступа	55
2.2. Распределение давления по донному срезу тел	58
2.3. Влияние числа Re на донное давление	74
2.4. Влияние чисел M_∞ на донное давление	86
2.5. Влияние пограничного слоя на донное давление	96
Глава III. ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ ДОННЫХ УСТУПОВ НА ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ	101
3.1. Плоские уступы	103
3.2. Осесимметричные уступы	115
3.2.1. Сверхзвуковое обтекание уступа	115
3.2.2. Обтекание осесимметричного уступа до- и трансзвуковым потоком	121
3.3. Пространственные (трехмерные) уступы	135
3.4. Донное давление при расширении потока от оси канала	145
Глава IV. ВЛИЯНИЕ РЕАКТИВНЫХ СТРУЙ НА ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ	147
4.1. Подвод относительно небольших масс газа в донную область	151
4.2. Донное давление при наличии реактивной струи	159

4.3. Влияние геометрических параметров хвостовой части и реактивного сопла	170
4.3.1. Влияние сужения хвостовой части	170
4.3.2. Влияние параметров реактивного сопла	179
4.4. Донное давление хвостовых частей с несколькими реактивными соплами	205
4.5. Влияние реальных свойств реактивных струй на донное давление	215
4.5.1. Исследование донного давления за осесимметричными телами . .	217
4.5.2. Влияние вдува и горения за донным срезом на донное давление	232
4.5.3. Донное давление в компоновках с несколькими соплами	240
Глава V. ВЛИЯНИЕ УГЛОВ АТАКИ И ОТКЛОНЕНИЯ ОСИ СТРУИ НА ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ	246
5.1. Влияние угла атаки на донное давление	247
5.1.1. Донное давление за плоскими телами	247
5.1.2. Влияние угла атаки на донное давление за осесимметричными уступами	251
5.2. Влияние отклонения оси струи на донное давление	266
Глава VI. АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕЛИЧИНЫ ДОННОГО ДАВЛЕНИЯ ЗА ТЕЛАМИ	274
6.1. Корреляционные методы определения донного давления	275
6.2. Использование твердых имитаторов реактивной струи для повышения энергетики струи при испытаниях моделей в аэродинамических трубах	287
ЛИТЕРАТУРА	301

ПРЕДИСЛОВИЕ

Том II монографии «Аэрогазодинамика реактивных сопел» посвящен проблеме донного давления (сопротивления) хвостовых (или кормовых) частей летательных аппаратов различных типов, в том числе и при наличии реактивных струй.

Общая задача аэрогазодинамики реактивных сопел — определение эффективной тяги сопел в компоновке силовой установки на летательном аппарате. Первая часть этой задачи — определение внутренних характеристик сопел (коэффициентов расхода, потерь тяги и импульса) — рассмотрена в первом томе монографии [1], где даны основные понятия и определения в аэрогазодинамике сопел, их схемы и типы компоновок сопел на летательных аппаратах, внутренние характеристики круглых, плоских и трехмерных сопел, общие свойства и особенности течений в них, характеристики сопел с отклонением вектора тяги, реверсом и шумоглушением. Проблема донного (и внешнего) сопротивления является другой составной частью этой общей задачи.

Приведенные в [1] данные охватывают реактивные сопла двигателей дозвуковых, сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов и обобщают тридцати–сорокалетний опыт исследования реактивных сопел в нашей стране и за рубежом.

Наличие донного и (или) внешнего сопротивления при обтекании хвостовых частей летательных аппаратов или гондол двигателей с реактивными соплами может привести к существенному увеличению потерь тяги сопел и, тем самым, к уменьшению эффективной тяги двигателей по сравнению с их внутренней, или стендовой тягой, которая дается в высотно-скоростных характеристиках двигателей. Поэтому в проблеме донного (и внешнего) сопротивления кормовых частей с реактивными соплами рассматриваются две задачи:

- 1) как можно точнее определить величину этого сопротивления с учетом влияния определяющих геометрических параметров хвостовых частей с реактивными соплами, газодинамических параметров реактивных струй и набегающего потока для конкретных летательных аппаратов;

- 2) выбрать оптимальные значения этих определяющих параметров с целью минимизации донного (и внешнего) сопротивления и, следовательно, максимально приблизить величину эффективной тяги двигателей к величине внутренней тяги.

Эти две задачи связаны, прежде всего, с определением величины донного давления на донном срезе тел при взаимодействии до-, транс-, сверх- и гиперзвуковых потоков с реактивными струями. Проблема донного давления является частью общей проблемы отрывных течений и характеризуется чрезвычайной сложностью в связи с наличием турбулентного пограничного слоя на срезе донных уступов, во многих случаях трехмерностью течения, многообразием аэрогазодинамических параметров потоков, обтекающих

донные уступы, и геометрических параметров хвостовых частей и реактивных сопел.

Исследованию проблемы донного давления посвящено огромное количество теоретических и экспериментальных работ, есть ряд обобщающих монографий, однако накопленный за последние десятилетия экспериментальный материал требует анализа, систематизации, классификации по ряду направлений, выявления основных параметров, определяющих величину донного давления и т. д.

Настоящий том «Аэрогазодинамики реактивных сопел» посвящен рассмотрению этих вопросов, и основное внимание в нем уделено обобщению экспериментальных данных отечественных и зарубежных авторов по определению донного давления за телами различной формы, по систематизации влияния основных аэрогазодинамических параметров внешнего набегающего потока и реактивных струй (толщины пограничного слоя, чисел M и Re , перепада давления в реактивных соплах, реальных свойств реактивных струй), геометрических параметров хвостовых частей и реактивных сопел на величину донного давления за уступами.

Материалы, приведенные в настоящей книге, предназначены для практического использования при разработке и создании летательных аппаратов различного назначения, дают возможность определить величину донного давления (а следовательно, и донного сопротивления) различных компоновок реактивных сопел в достаточно широком диапазоне чисел M полета и относительного давления в реактивных соплах.

Книга предназначена для широкого круга инженеров, научных работников и специалистов в области авиадвигателестроения и ракетостроения, для расширения кругозора студентов технических вузов соответствующего профиля.

Авторы выражают глубокую благодарность за поддержку и помощь в издании книги директору ЦАГИ С.Л. Чернышеву, первому заместителю директора ЦАГИ Г.А. Павловцу, начальнику отделения силовых установок ЦАГИ А.Ф. Чевагину, профессору И.И. Липатову, профессору А.Н. Крайко, профессору А.Б. Ватажину, профессору Ю.М. Липницкому, профессору В.П. Школину, начальнику отдела ЦАГИ М.А. Иванькину и его сотрудникам, генеральному директору ЗАО «Аэрокон» Э.Г. Багдасаряну.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема донного (и внешнего) сопротивления хвостовых частей силовых установок летательных аппаратов является составной частью более общей проблемы — аэрогазодинамики отрывных течений, роль и значение которой связано с возрастающими требованиями к уровню аэродинамических характеристик летательных аппаратов, к управлению их обтеканием, к устранению различных неблагоприятных последствий и использованию положительных явлений, имеющих место при возникновении отрывных течений. Во второй половине двадцатого столетия был получен целый ряд фундаментальных результатов, позволяющих определить закономерности отрывных течений, решить многие практические задачи применительно к различным аспектам аэрогазодинамики летательных аппаратов и силовых установок.

Существенный вклад в аэродинамику отрывных течений внесли отечественные и зарубежные ученые: Г.Г. Черный, В.С. Авдеевский, О.М. Белоцерковский, В.В. Сычев, В.Я. Нейланд, Г.И. Таганов, Г.Ю. Степанов, Л.В. Гогиш, А.Н. Крайко, Р.К. Тагиров, Ю.А. Демьянов, И.Т. Шве́ц, А.И. Шве́ц; П. Чжен, Г. Корст, Д. Чепмен, Г. Макдональд, Л. Лиз, Л. Крокко, Г. Гэдд, Р. Пейдж, Г. Нэш, В. Чоу, П. Каррье, М. Сирье, А. Рошко, А. Эдди, Т. Мюллер и др.

Рассматриваемый в настоящей книге комплекс вопросов является неотъемлемой частью проблемы обтекания тел различной формы, на решение которой в течение последних десятилетий прошлого века были направлены усилия отечественных и зарубежных ученых. Одним из итогов этой многогранной работы в нашей стране являются, в частности, обобщения работ Г.Г. Черного и его учеников, опубликованные в изданиях «Газовая динамика» и «Механика жидкости и газа» под руководством редактора-составителя А.Н. Крайко [2, 3].

В настоящей книге комплекс вопросов из области отрывных течений сужен до конкретной проблемы: аэрогазодинамики кормовых частей с донным срезом силовых установок летательных аппаратов различного назначения. Наличие реактивных струй двигателей накладывает определенную специфику на течение в донных областях, являясь предметом специальных экспериментальных исследований, проведенных большим числом отечественных и зарубежных исследователей. Так, работа [4] представляет собой одно из первых обобщений результатов исследований по проблеме донных течений.

В проблеме донного (и внешнего) сопротивления хвостовых частей можно выделить две части — вопросы, связанные с отрывными явлениями в донных областях и на сужающихся кормовых частях, и вопросы, связанные с безотрывным обтеканием сужающихся хвостовых частей с целью минимизации донного, внешнего и, значит, суммарного сопротивления этих кормовых частей.

Существо рассматриваемой проблемы донного (и внешнего) сопротивления в значительной степени зависит от диапазона скоростей летательных аппаратов — дозвуковые, трансзвуковые или сверхзвуковые (гиперзвуковые).

Расчетные исследования этой проблемы основаны на использовании полуэмпирических, интегральных и асимптотических методов с одной стороны и на использовании уравнений Навье–Стокса — с другой.

Эти вопросы подробно рассмотрены в различных монографиях, обзорах и обобщающих работах [4–9] и др. Однако, как показал анализ имеющихся в нашей стране и за рубежом публикаций по проблеме донного (и внешнего) сопротивления, в связи со сложностью турбулентных течений даже для простейших осесимметричных или плоских тел, а тем более для трехмерных хвостовых частей, большая часть результатов, которые внедрены в практику, получена на основании экспериментальных исследований моделей в аэродинамических трубах и, насколько это возможно, в летных экспериментах.

Несмотря на то, что в проблеме отрывных течений есть еще много неясного — не выявлены закономерности перестройки вихревых структур в области отрыва и повторного присоединения потоков, недостаточно изучен «механизм» зарождения и развития пространственного отрыва, не выявлены общие, применительно к различным аспектам отрывных течений, критерии отрыва и присоединения потока — сочетание численных и экспериментальных методов исследований позволило ответить на целый ряд вопросов, и, в частности, при определении донного (и внешнего) сопротивления хвостовых частей.

К решенным здесь вопросам можно отнести изученное влияние газодинамических параметров (чисел Re , толщины пограничного слоя, числа M) набегающего потока, относительного давления, отношения удельных теплотемкостей и температуры в реактивных струях, геометрических параметров хвостовых частей и реактивных сопел на донное давление (донное сопротивление) тел различной формы, а также на внешнее сопротивление сужающихся хвостовых частей. Сделан также ряд обобщений по исследованию физических явлений отрывного и безотрывного обтекания сужающихся хвостовых частей, главным образом, при дозвуковой и трансзвуковой скорости внешнего потока, где проблема внешнего сопротивления стояла особенно остро в последние десятилетия.

В настоящей книге сделано обобщение достаточно большого числа работ отечественных и зарубежных авторов по проблеме донного давления (сопротивления).

Одной из особенностей компоновок кормовых (или хвостовых) частей современных и перспективных пилотируемых или беспилотных летательных аппаратов является наличие различной формы донных уступов, обтекание которых дозвуковым, трансзвуковым, сверхзвуковым или гиперзвуковым потоком, как правило, приводит к возникновению донного сопротивления и при наличии работающих двигателей — к снижению их эффективной тяги. Проблема определения донного давления и донного сопротивления является неразрывной частью более общей проблемы обтекания летательных аппаратов — проблемы отрывных течений.

В качестве иллюстрации важности проблемы донного давления (или донного сопротивления) из имеющихся многочисленных данных на рис. 1–3

приведена величина составляющей донного сопротивления от общего сопротивления некоторых типов тел (затупленного конуса — рис. 1, острого конуса — рис. 2 и некоторых типов тактических ракет — рис. 3) [5, 6].

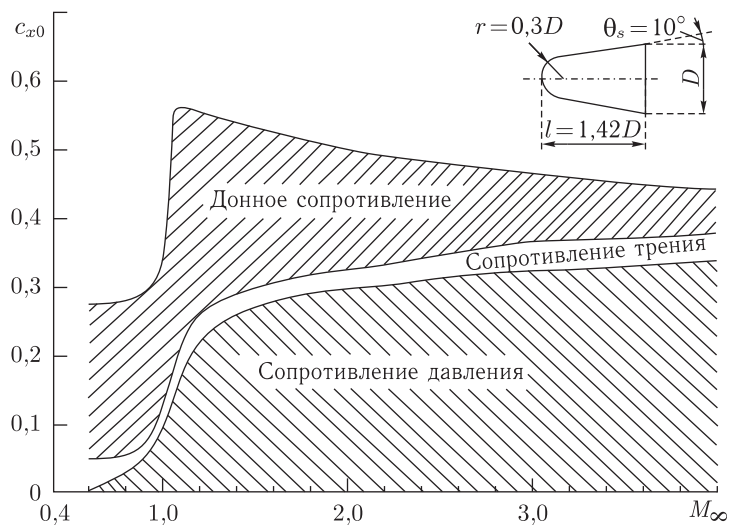


Рис. 1. Сопротивление затупленного конуса

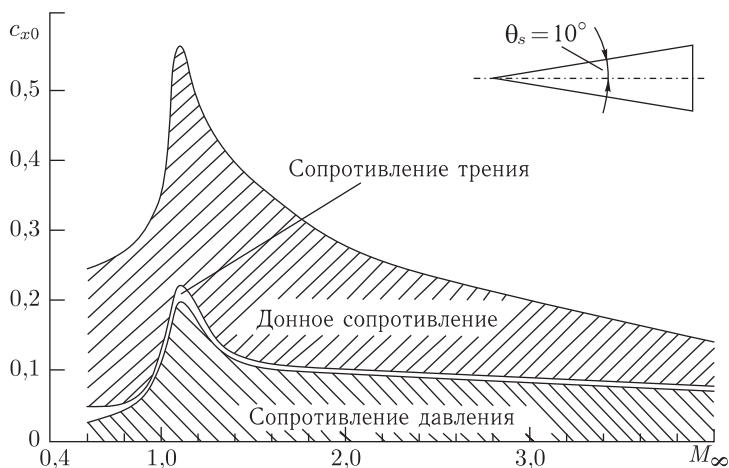


Рис. 2. Сопротивление острого конуса

Рисунки 1 и 2 показывают, что донное сопротивление конических тел в области до-, транс- и небольших сверхзвуковых скоростей набегающего потока может в несколько раз превышать остальные виды сопротивления (трения, сопротивления давления), а в соответствии с рис. 3 донное сопротивление в этом же диапазоне скоростей полета может достигать 20–40% от общего сопротивления тактических ракет (т.е. удлиненных тел).

Поскольку величина донного давления на срезе различных тел является определяющей в донном сопротивлении, то нахождение этой величины с использованием численных или экспериментальных методов направлено основное внимание всех исследований.

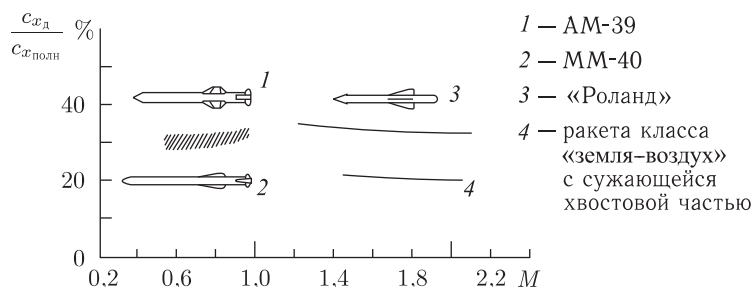


Рис. 3. Донное сопротивление классических ракет [6]

За последние пятьдесят лет в связи с возросшими требованиями к улучшению аэрогазодинамических характеристик летательных аппаратов, к совершенствованию управления ими в полете в нашей стране и за рубежом проведен чрезвычайно большой объем теоретических и экспериментальных исследований по проблеме отрывных и донных течений, выявлены общие закономерности этих течений, способы борьбы с вредными явлениями при отрыве потока и использования отрыва для улучшения характеристик некоторых типов летательных аппаратов, найдены управляющие параметры потока и геометрические параметры кормовых частей, от которых зависит уровень донного сопротивления, и решен большой круг практических задач при создании конкретных аппаратов летательной техники.

Теоретические методы определения характеристик отрывных и донных течений обобщены в целом ряде отечественных и зарубежных монографий и обзоров [4–9] и др., и в задачу настоящего раздела не входит их описание. Следует только отметить, что большинство расчетных методов, развитых для определения параметров потока в донной области летательных аппаратов при наличии турбулентного внешнего потока и реактивной струи, являются полуэмпирическими и основываются на опытных данных, полученных в результате проведения специальных экспериментальных исследований.

Поэтому основной задачей настоящего тома являлось обобщение имеющихся экспериментальных данных по влиянию параметров потока и геометрии кормовых частей на величину донного давления и сопротивление летательных аппаратов. Анализ полученных различными авторами экспериментальных данных включает рассмотрение параметров потока в донной области, влияния чисел Маха, чисел Рейнольдса (толщины пограничного слоя набегающего потока перед точкой отрыва и положения точки перехода ламинарного течения в турбулентное), параметров реактивной струи, геометрии донных уступов и других характеристик на величину донного давления и донного сопротивления кормовых частей.

ГЛАВА I

ТИПЫ ХВОСТОВЫХ ЧАСТЕЙ И СХЕМЫ ИХ ОБТЕКАНИЯ

1.1. Коэффициенты сопротивления хвостовых частей

В зависимости от типа обтекания и формы хвостовых (кормовых) частей выделяются различные составляющие величины сопротивления этих хвостовых частей. Рисунок 1.1 иллюстрирует некоторые виды хвостовых частей и типы их обтекания, которые позволяют выделить основные составляющие их сопротивления. Более подробно типы обтекания различных тел будут рассмотрены ниже.

Донное сопротивление хвостовых (кормовых) частей при наличии или при отсутствии реактивных струй образуется вследствие наличия торцевых донных уступов, на которые действует величина донного давления p_d , в общем случае отличная от величины статического давления в набегающем потоке p_∞ . Под донным сопротивлением Cx_d в этом случае понимается разность этих давлений, действующих на площадь донного уступа F_d , а величина этого сопротивления характеризуется коэффициентом донного сопротивления:

$$Cx_d = \frac{x_d}{\frac{\kappa}{2} M_\infty^2 p_\infty F_M} = \frac{(p_d - p_\infty) F_d}{\frac{\kappa}{2} M_\infty^2 p_\infty F_M} = \frac{\bar{p}_d - 1}{\frac{\kappa}{2} M_\infty^2} \bar{F}_d = c_{p_d} \bar{F}_d, \quad (1.1)$$

где $c_{p_d} = \frac{\bar{p}_d - 1}{\frac{\kappa}{2} M_\infty^2}$ — коэффициент донного давления, $\bar{p}_d = \frac{p_d}{p_\infty}$ — относительное

донное давление, $\bar{F}_d = F_d/F_M$ — отношение площади донного среза к площади мидела хвостовой части.

Результаты исследований характеристик течения в донной области приводятся ниже с использованием этих трех параметров, поскольку каждая из величин $\bar{p}_d$, c_{p_d} , Cx_d имеет, с одной стороны, определенный смысл, а с другой — различные авторы используют либо тот, либо другой параметр.

Так, величина $\bar{p}_d < 1$ характеризует течение, когда донное давление меньше статического давления в набегающем потоке, что соответствует отрицательной величине коэффициента донного давления c_{p_d} (и в принятой терминологии — положительной величине коэффициента донного сопротивления $Cx_d > 0$). Наличие условия $\bar{p}_d > 1$ свидетельствует о приросте тяги сопла

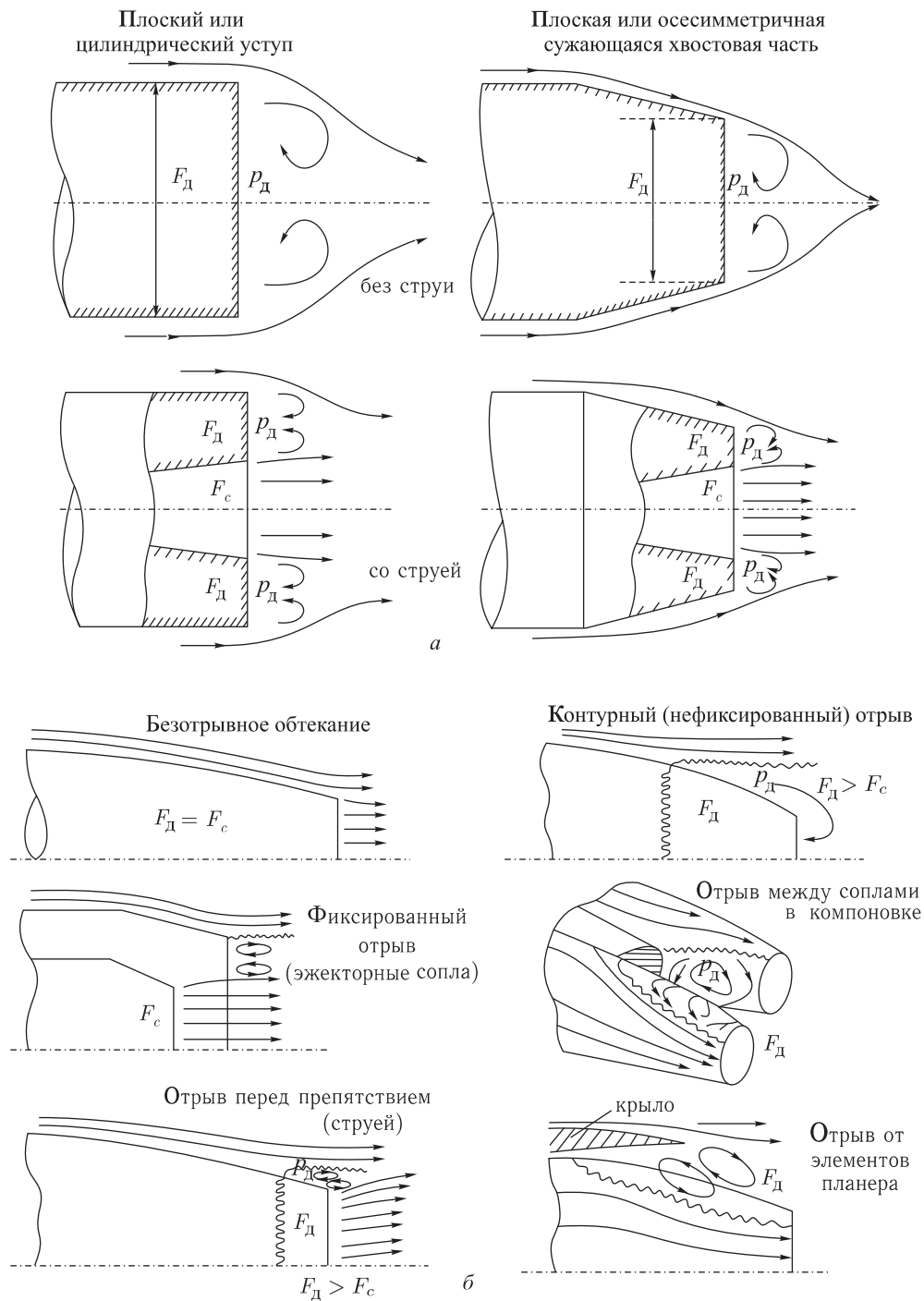


Рис. 1.1. *a* — различные типы обтекания донных уступов, *б* — различные типы обтекания хвостовых частей

(или двигателя) за счет дополнительной силы, действующей на донный срез, т. е. положительная величина коэффициента $c_{pд}$ (и отрицательная величина коэффициента донного сопротивления Cx_d , т. е. «добавка» к тяге сопла).

Под величиной донного давления p_d , входящего в величину донного сопротивления Cx_d , как правило, понимается некоторая осредненная по площади донного среза величина действующего на этот срез давления, которое в общем случае не является постоянной величиной, но может быть осреднено, что будет рассмотрено ниже в соответствующем разделе.

Для плоских и цилиндрических уступов без струй (рис. 1.1 а), для конуса и клина площадь донного среза считается равной площади миделя хвостовой (кормовой) части ($F_d = F_m$) и величина $\bar{F}_d = 1$; для сужающихся хвостовых частей $\bar{F}_d < 1$, для тел с расширяющейся кормовой частью («юбкой») за площадь миделя принимается площадь среза «юбки» ($F_d = F_m$). При наличии реактивных струй площадь донного среза F_d равна разности площади среза всего уступа и площади среза сопла или сопел ($F_c = F_{c1} + F_{c2} + \dots$), т. е. $\bar{F}_d = (F_d - F_c)/F_m$.

В общем случае величины донного давления (донного сопротивления), кормовых (или хвостовых) частей с реактивными соплами являются функцией большого числа аэрогазодинамических параметров внешнего потока и реактивной струи, геометрических параметров хвостовых частей и реактивных сопел:

- чисел M и Re внешнего потока и реактивной струи;
- характера и толщины пограничного слоя на срезе хвостовой части и реактивного сопла;
- температуры и газовой постоянной струи;
- степени понижения давления в реактивной струе π_c ;
- углов сужения контура внешней поверхности хвостовой части и на выходе сопла;
- отношения диаметров миделя, среза хвостовой части и выходного сечения сопла;
- числа сопел в донной области, их выдвижение за донный срез, угол наклона оси сопла и т. д.

Эта многофункциональность зависимости донного давления от аэрогазодинамических параметров хвостовой части приводит к необходимости проведения экспериментальных исследований по выявлению определяющих параметров, от которых зависят величины $\bar{p}_d$, $c_{pд}$, Cx_d .

1.2. Типы хвостовых частей

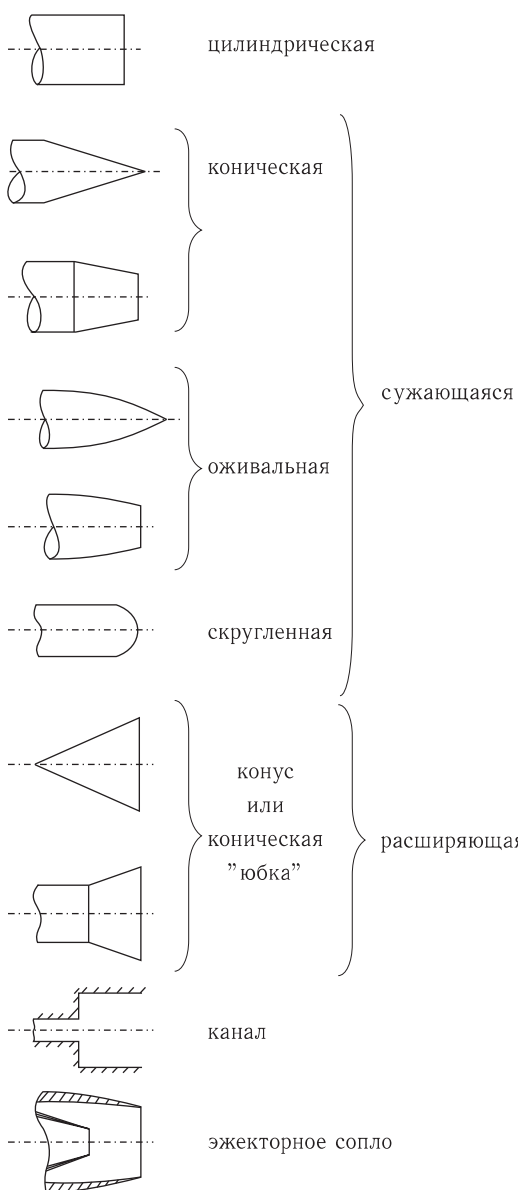
Типаж хвостовых частей достаточно разнообразен по форме тела, по форме обводов хвостовой части, по виду или форме донного среза, по количеству реактивных сопел в донной части, по интенсивности выдува газа из этих сопел и т. д. Рисунки 1.2 и 1.3 дают некоторое представление об отмеченном выше типаже хвостовых частей как при виде сбоку, так и при виде сзади на хвостовые части тел или летательных аппаратов.

Изолированные хвостовые части (круглые или плоские) по форме обводов можно разделить на три типа: цилиндрические, сужающиеся и расширяющие-

ся (рис. 1.2 а). При обтекании таких тел набегающим потоком за хвостовой частью происходит смыкание этого потока к оси.

В отличие от такого типа хвостовых частей имеет место образование донных областей при расширении потока от оси в каналах или эжекторных соплах

а) по форме обводов хвостовой части
(круглые или плоские)



б) по форме донного уступа

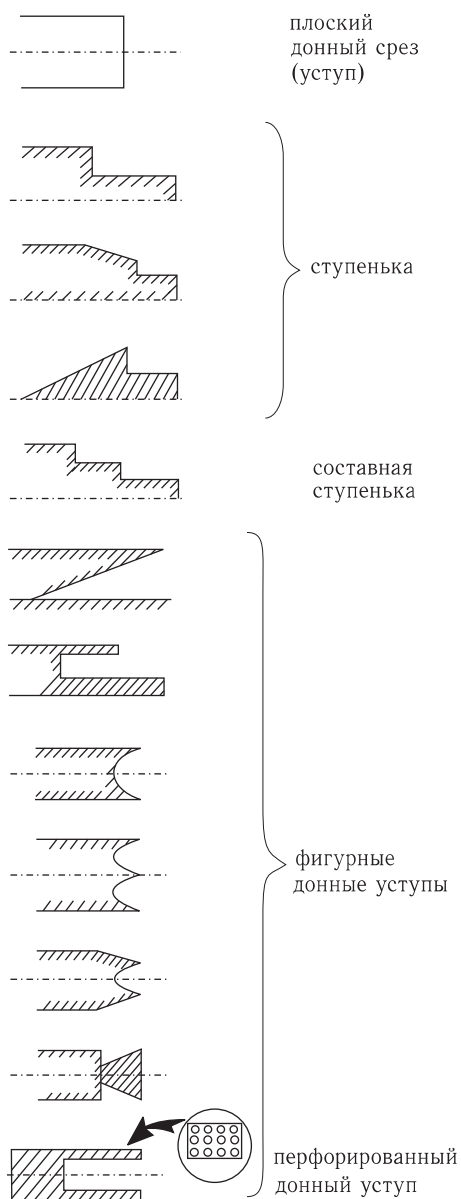


Рис. 1.2. Типы хвостовых частей

лах, которые также схематично изображены на рис. 1.2*а*. Для приведенных на рис. 1.2*а* сужающихся хвостовых частей типа острого обратного конуса (или острого оживала), а также для хвостовых частей со скругленным донным

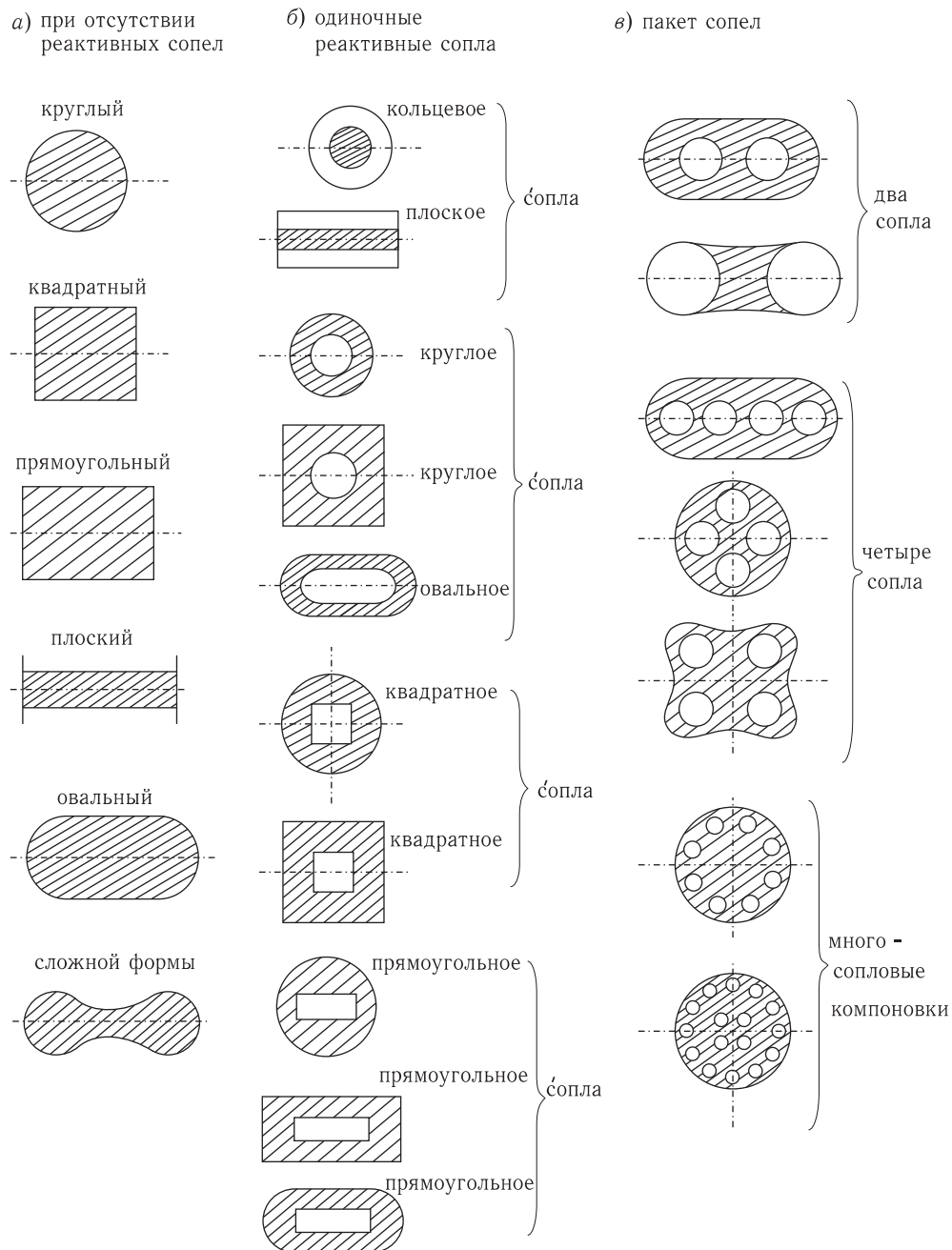


Рис. 1.3. Форма донного среза хвостовых частей

срезом априори невозможно определить размеры отрывной зоны, если таковая имеет место при их обтекании, и поэтому, как правило, характеристики таких хвостовых частей приводятся в виде суммарной величины внешнего и донного сопротивления.

Для тел типа конуса, плоского или цилиндрического уступа сопротивление хвостовой части есть донное сопротивление, а для сужающихся конических или оживальных хвостовых частей с донным срезом можно выделить донное сопротивление торца и внешнее сопротивление сужающихся обводов хвостовой части.

Форма непосредственно донного среза плоских, осесимметричных или трехмерных тел также может быть достаточно разнообразной, и некоторые типы донного среза тел при виде сбоку представлены на рис. 1.2 б. Они включают как простейшие типы в виде плоского донного среза или ступенек, так и сложные по форме фигурные вырезы, включая возможную перфорацию стенок.

При виде сзади форма донного среза может быть как сплошной (т. е. хвостовая часть без реактивных струй, рис. 1.3 а), так и при наличии различного типа реактивных сопел, расположенных в донной части (рис. 1.3 б, в). И если для заштрихованных на рис. 1.3 донных областей при отсутствии реактивных струй или при одиночной реактивной струе (рис. 1.3 а, б) донное давление по донному срезу не сильно отличается от некоторой средней величины, т. е. ее можно считать постоянной, то для многосопловых компоновок (рис. 1.3 в) отличие донного давления в различных частях донного среза (например, на периферии или в центре между соплами) может быть весьма существенным, что приводит к необходимости измерения давления в различных точках донного среза при проведении экспериментальных исследований хвостовых частей. Вопрос распределения донного давления по донному срезу различных тел будет рассмотрен подробнее в соответствующем разделе.

1.3. Схемы обтекания

1.3.1. Течение в донных областях. Обтекание хвостовых частей в большинстве случаев сопровождается отрывом потока, что, в свою очередь, обуславливает возникновение донного сопротивления (или сопротивления отрывной зоны на хвостовой части) как одной из составляющих полного сопротивления кормовой части. Проблема отрыва потока, с одной стороны, и проблема обеспечения безотрывного обтекания хвостовых частей для снижения донного (и общего) сопротивления, с другой, являются наиболее важными аэрогазодинамическими проблемами. Введение в проблему отрыва потока подробно рассмотрено в монографии Чжена [4]. Общими свойствами отрывных течений для тел любых типов и форм являются наличие вязких сил и положительного градиента давления, возникновение «застойных» зон с возвратным или рециркуляционным течением в них, наличие точки смыкания потоков или области присоединения за образовавшейся застойной зоной, образование области следа за телом и др.

Приведенные ниже схемы течения дают представление об общих свойствах и некоторых особенностях течений при образовании донных или «застойных» областей за телами различной формы.

Определяющими параметрами, от которых зависит тип и размеры отрывных зон или донных областей, являются не только форма тела, но и состояние или число Re пограничного слоя (ламинарный или турбулентный), число M набегающего потока (несжимаемая жидкость, дозвуковой, трансзвуковой, сверхзвуковой или гиперзвуковой поток). Схемы течения за рядом тел различной формы, обтекаемых несжимаемым или дозвуковым потоком, приведены на рисунках 1.4 и 1.5. За двумерной (плоской) пластиной образуется вихревая дорожка Кармана (рис. 1.4 *a*), в которой происходит интенсивный обмен количеством движения или энергией между образовавшимися вихрями и внешним потоком, что является источником возникновения донного сопротивления.

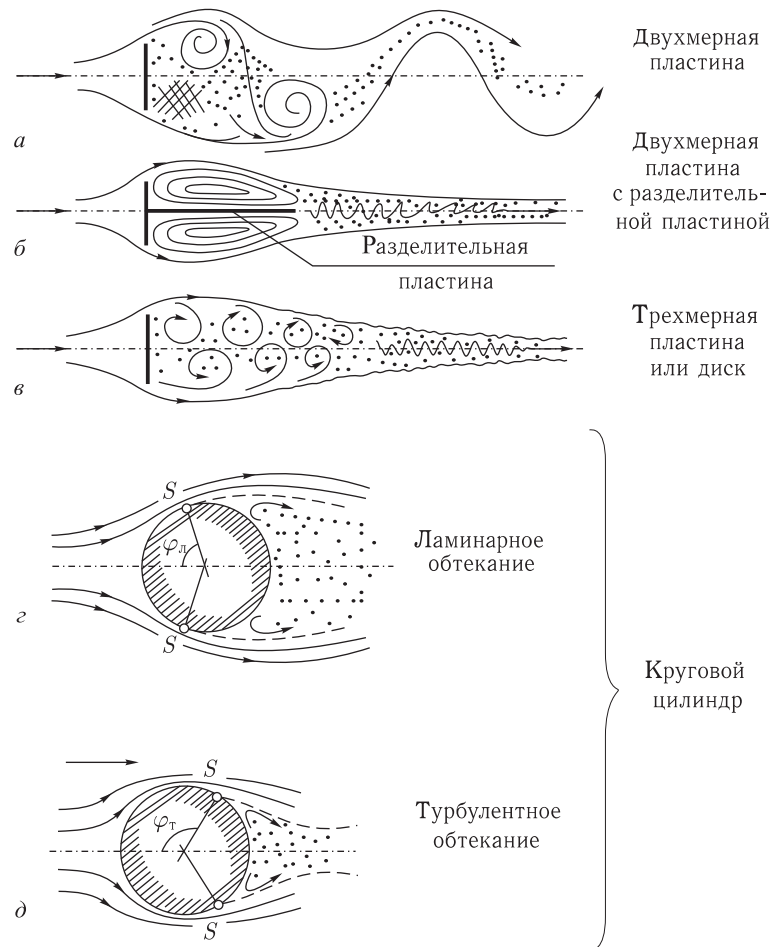


Рис. 1.4. Структура течения за телами

Установка за двумерной пластиной разделительной пластины (рис. 1.4 б) способствует разрушению вихревой дорожки Кармана и образованию двух кольцевых вихрей, что, как будет показано ниже, способствует снижению величины донного сопротивления.

В следе за осесимметричной пластиной или диском (рис. 1.4 в) вихревая дорожка становится менее интенсивной, чем за двумерной пластиной, обмен количества движения между вихрями и внешним потоком уменьшается и, как следствие, сопротивление диска меньше сопротивления двумерной пластины.

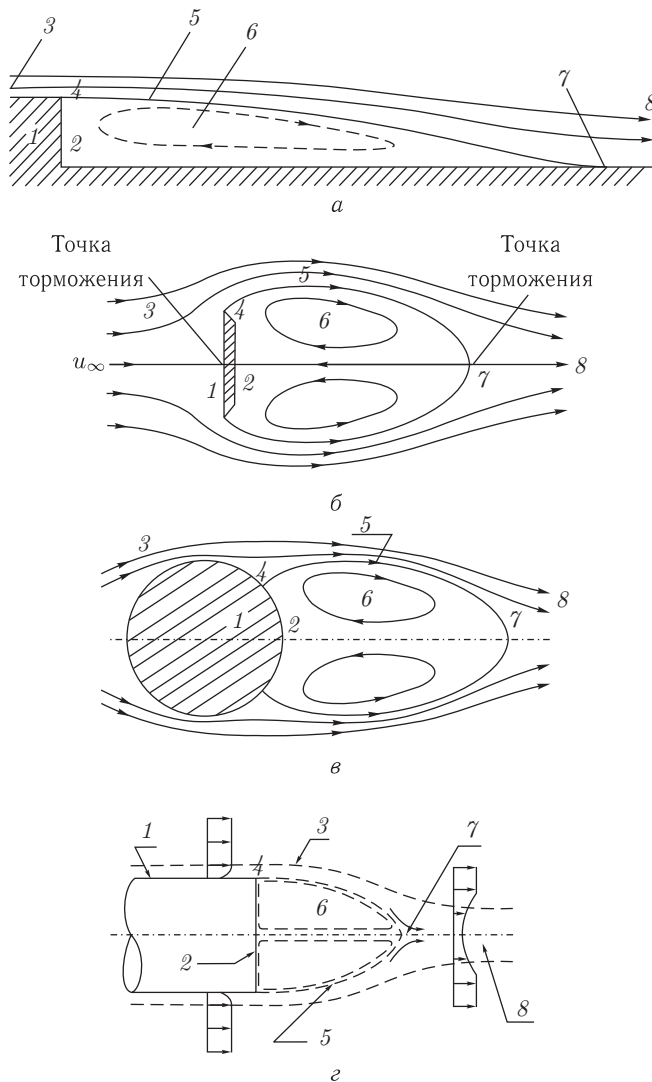


Рис. 1.5. Схема течения за телами при дозвуковой скорости потока [4], [93]: а — ступенька, б — плоская пластина, в — шар, г — цилиндрический уступ; 1 — тело, 2 — дно, 3 — основной поток, 4 — область отрыва, 5 — слой смешения, 6 — возвратно-циркуляционное течение, 7 — присоединение, 8 — след за телом

Вихревая дорожка Кармана возникает также в следе при обтекании кругового цилиндра ламинарным или турбулентным потоком [10]. Отличие здесь — в положении точки отрыва потока и размерах образовавшихся отрывных зон (рис. 1.4 *з, д*): турбулентное перемешивание увеличивает скорость газа вблизи поверхности цилиндра, и обтекаемой жидкости легче преодолеть трение и градиент давления. Поэтому точка отрыва турбулентного потока на поверхности кругового цилиндра расположена ниже по потоку, чем для ламинарного: угол отрыва для ламинарного потока $\varphi_{\text{л}} = 80\text{--}85^\circ$, для турбулентного — $\varphi_{\text{т}} = 110^\circ$.

При обтекании различных тел небольшими (несжимаемая жидкость) или большими дозвуковыми скоростями потока в районе донной области за телами выделяется ряд характерных областей течения (рис. 1.5): непосредственно тело 1 с донным срезом 2 обтекается основным потоком 3 с ламинарным или турбулентным пограничным слоем; за областью отрыва 4 в слое смешения 5 происходит обмен количества движения газа, находящегося в области возвратно-циркуляционного (или рециркуляционного) течения 6 (донной или «застойной» области), и основного потока 3; конец донной области 6 характеризуется наличием области присоединения (или смыкания потока) 7 с образованием следа за телом 8.

Характерной особенностью областей отрыва и присоединения (или смыкания) потока является наличие соответственно точки отрыва и точки присоединения (или торможения) потока.

При сверхзвуковой и гиперзвуковой скорости потока основные характерные области течения в районе донных срезов тел практически те же, что и при дозвуковой скорости потока, однако к ним следует добавить область расширения (ускорения) сверхзвукового потока 9 и область сжатия и возникновения хвостового скачка уплотнения 10 в районе области присоединения или смыкания потока (рис. 1.6). Теневые фотографии поля течения за телами подтверждают правильность построенных схем и наличие характерных отмеченных выше областей течения [4].

Наличие реактивной струи или вдув относительно небольшой массы газа в донную область некоторым образом трансформирует картину течения за донным срезом тел при дозвуковой и сверхзвуковой скорости набегающего потока (рис. 1.7–1.10), однако отмеченные выше характерные области или зоны течения присущи и таким типам течения. При этом для каждого из приведенных на рис. 1.7–1.10 случаев течения имеют место свои некоторые особенности, характеризующие именно конкретный рассматриваемый тип течения.

Так, наличие звуковой или сверхзвуковой струи, истекающей в донную область из сопла, расположенного по центру донного среза, заметно трансформирует форму донного вихря (или вид возвратно-рециркуляционного течения) по сравнению с обтеканием донного уступа без струи (рис. 1.7 *а, б, в*), поскольку к процессу обмена количеством движения между газом в донной области и газом в набегающем потоке добавляется эжектирующее действие реактивной струи. Однако отличие в картине (или схеме) течения при наличии звуковой или сверхзвуковой струи невелико и не принципиально (рис. 1.7 *б, в*).

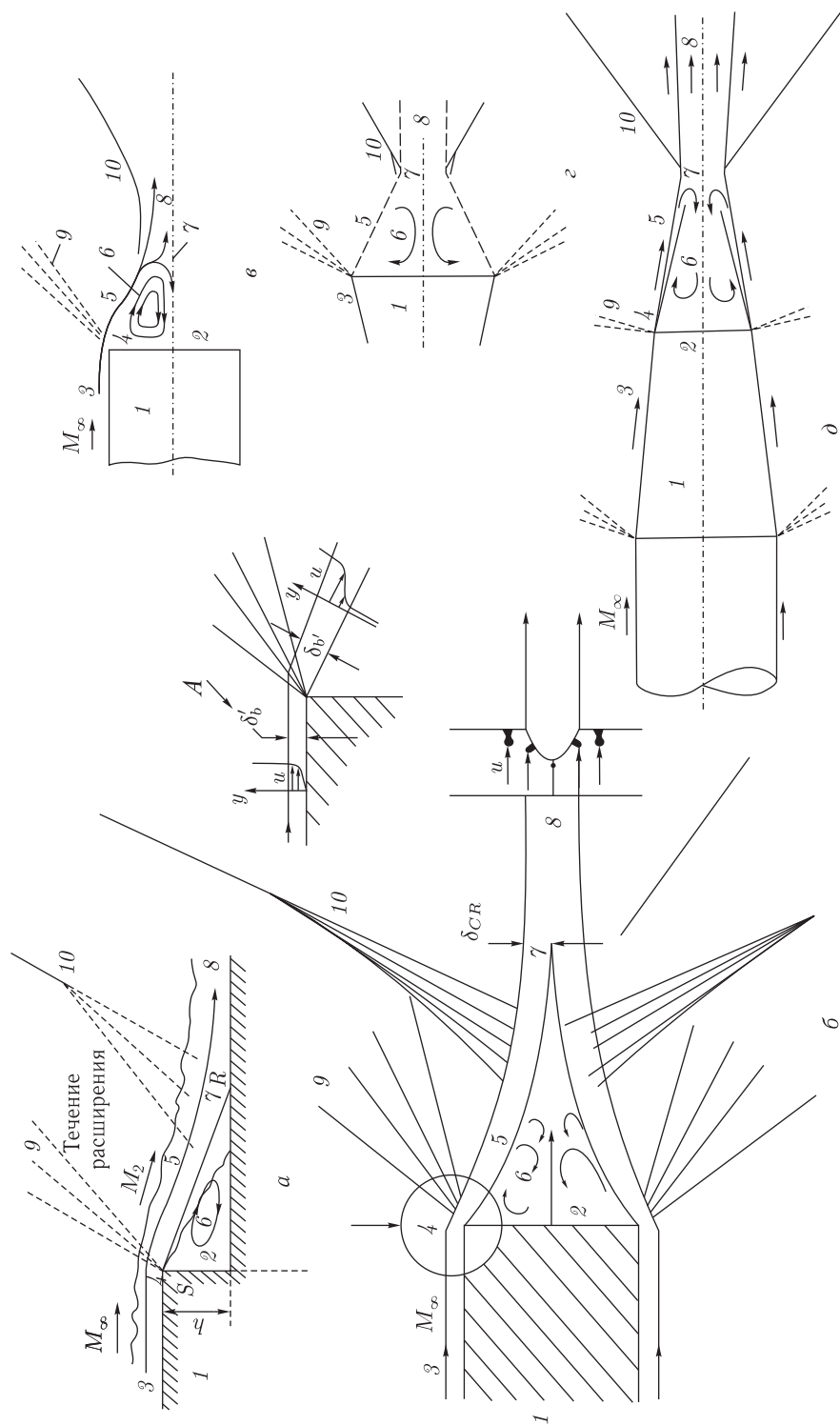
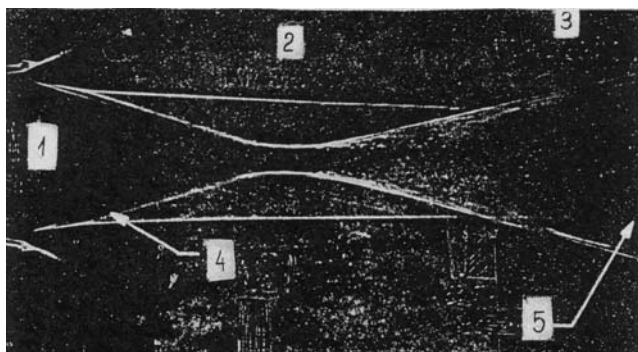
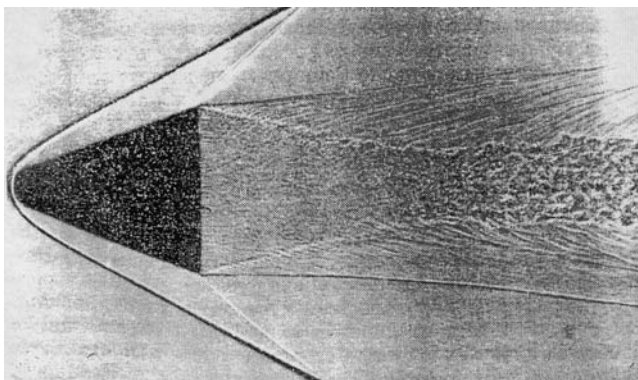


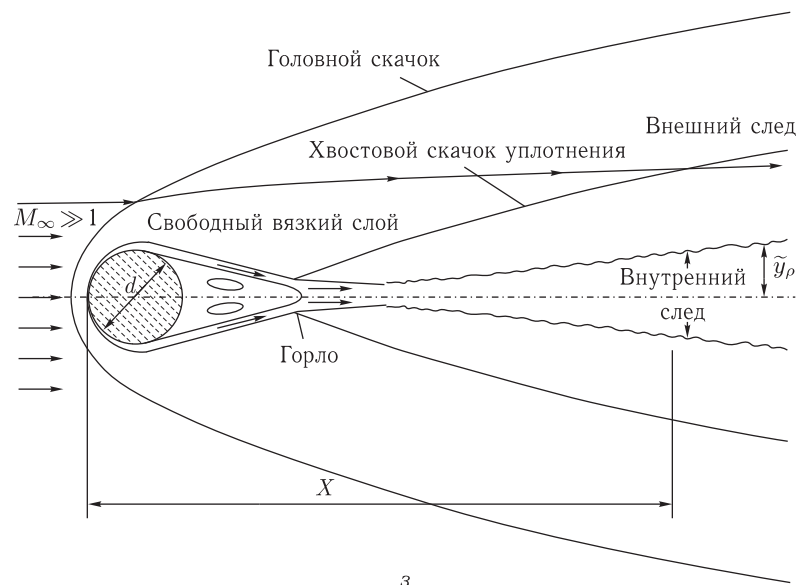
Рис. 1.6. Схема течения за телами при сверхзвуковой скорости потока [4, 7, 10, 84]: *a* — ступенька, *б* — плоский уступ, *в* — осесимметричный уступ, *г* — расширяющаяся хвостовая часть, *д* — сужающаяся хвостовая часть; 1 — тело, 2 — дно, 3 — основной поток, 4 — область отрыва, 5 — слой смешения, 6 — возвратно-циркуляционное течение, 7 — присоединение, 8 — течение в следе, 9 — течение расширения, 10 — область сжатия с хвостовым скачком уплотнения



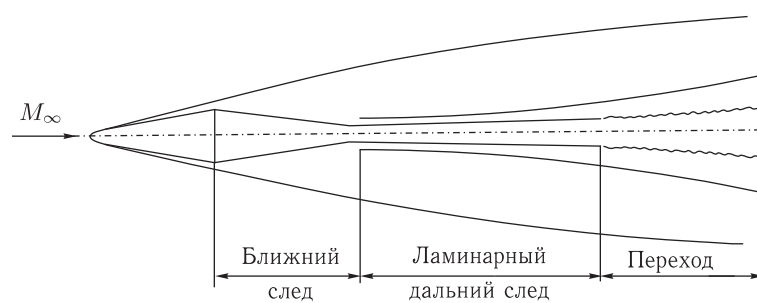
e



ж



з



и

Рис. 1.6. Продолжение. *e*— клин [7, 25] (1 — клин, 2 — висячий скачок, 3 — замыкающий хвостовой скачок, 4 — слой смешения, 5 — линия скольжения), *ж*— затупленный конус ($M_\infty = 3,18$, $Re_d = 3,18 \cdot 10^6$) [4], *з*— тупое тело, *и*— тонкое тело [4]

Наличие сильно недорасширенной звуковой или сверхзвуковой струи оказывает вытесняющее действие на дозвуковой поток, уменьшая размеры «застойной» зоны по сравнению с рассмотренными выше случаями (рис. 1.7 з).

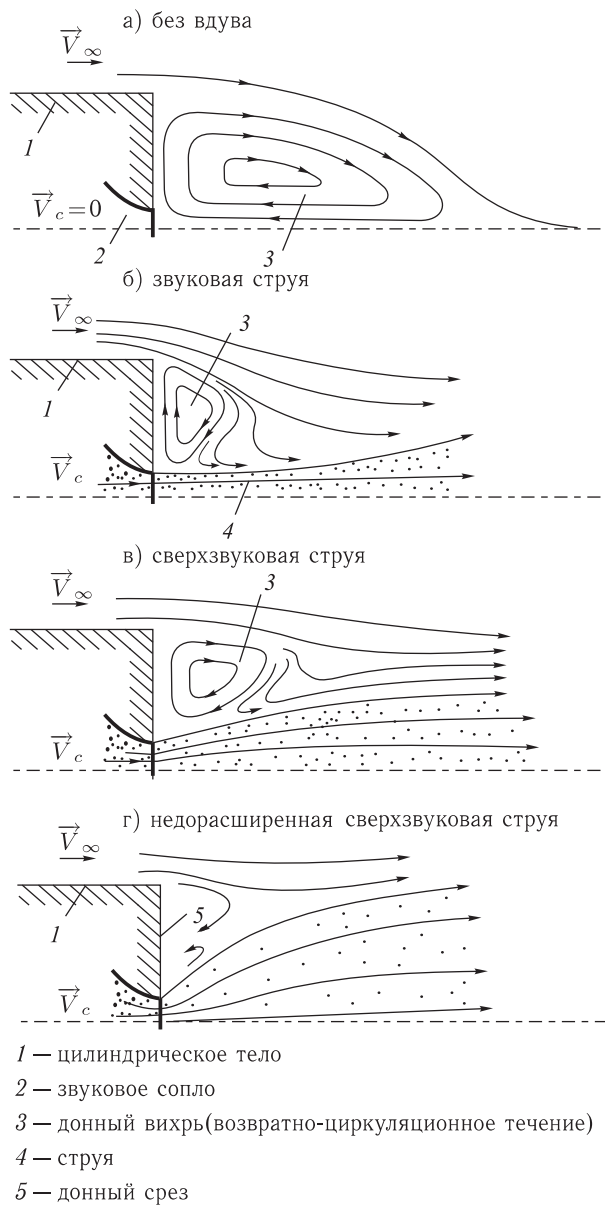


Рис. 1.7. Схема течения в донной области при дозвуковом обтекании и вдуве струи

Вдув в донную область относительно небольшой массы газа используется, в основном, для снижения донного сопротивления, и схема течения за осесимметричным донным срезом при сверхзвуковой скорости внешнего

потока и при различной интенсивности вдува газа представлена на рис. 1.8. Вдув газа в донную область может осуществляться либо через серию специальных отверстий, либо через пористый донный срез. При отсутствии

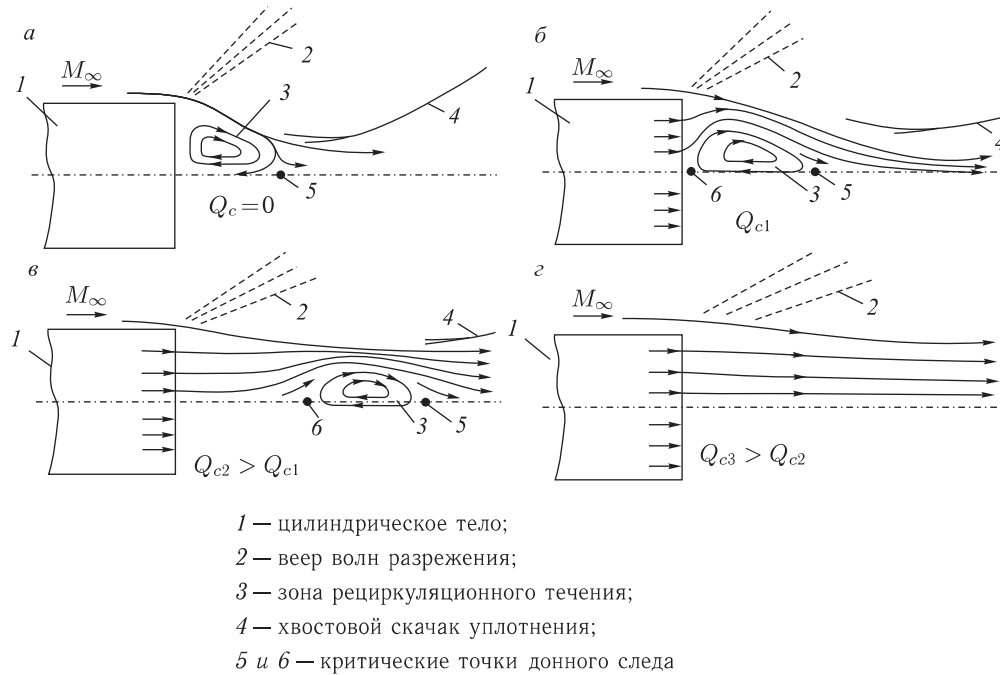


Рис. 1.8. Схема течения в донной области при сверхзвуковой скорости набегающего потока и равномерном вдуве газа различной интенсивности [7, 10, 96]

вдува (рис. 1.8а) течение будет соответствовать схеме, представленной на рис. 1.6, с образованием основных характерных областей течения за телом 1: веера волн разрежения 2 при расширении сверхзвукового потока в донной области с возвратным или рециркуляционным течением 3, замыкающего хвостового скачка уплотнения 4 и критической точки 5 в зоне смыкания потока за уступом. При вдуве газа происходит постепенное оттеснение по потоку области рециркуляционного течения с увеличением расхода вдуваемого газа. Отрыв зоны рециркуляционного течения и возникновение передней критической точки 6 происходит при некоторой величине расхода вдуваемого газа $Q_c > 0$ (рис. 1.8б). Дальнейшее увеличение расхода $Q_{c2} > Q_{c1}$ смещает зону рециркуляционного течения все дальше вниз по потоку (рис. 1.8в) и при некоторой величине $Q_{c3} > Q_{c2}$ течение в донной области определяется параметрами вдуваемого газа.

При вдуве газа через центральное отверстие (или реактивное сопло) тела с донным срезом (рис. 1.9) в зависимости от величины и параметров вдуваемого газа (слабый вдув, сильный вдув или недорасширенная реактивная струя) за донным срезом образуются два вихря. При этом существуют две точки отрыва на донном срезе тела: внешнего набегающего потока (S) и выду-

ваемого газа (S_1). По мере увеличения массы вдуваемого в донную область газа течение трансформируется от случая двух отдельных зон с рециркуляционным течением (зоны 3 и 5 на рис. 1.9б) — в течение с образованием одной отрывной зоны с двумя устойчивыми вихрями с противоположными направлениями вращения (рис. 1.9в, г).

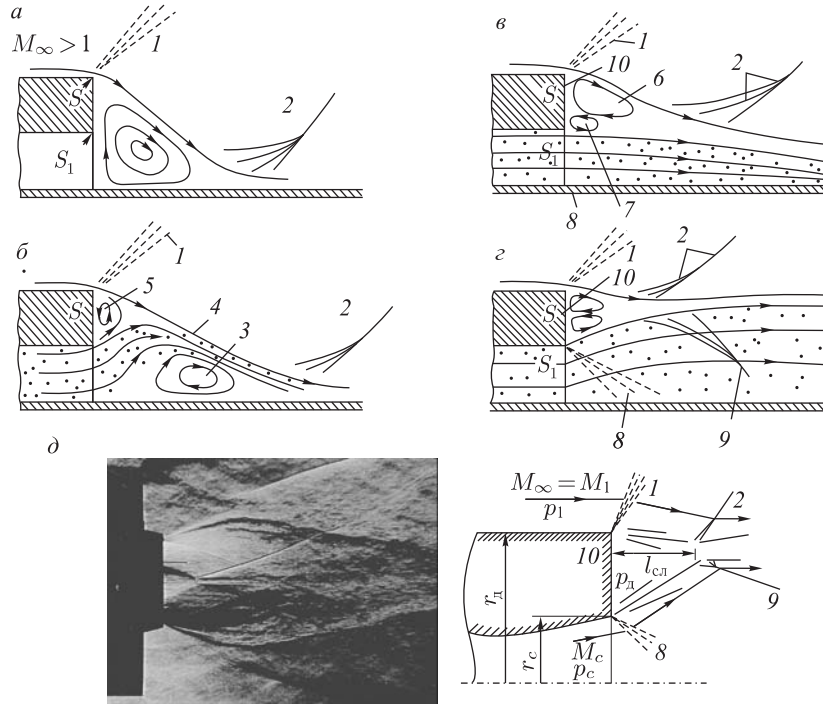
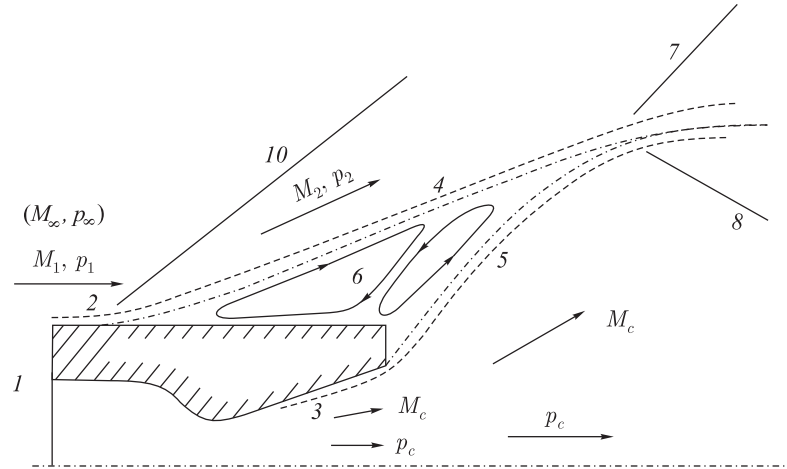


Рис. 1.9. Схема течения в донной области при сверхзвуковой скорости и подводе газа через сопло (а–г) [10, 97, 98]; д — картина и схема течения за донным срезом при наличии реактивной струи ($M_\infty = 2$, $M_c = 3,5$, $\pi_c = 193$): 1 — веер волн разрежения; 2 — хвостовой скачок уплотнения во внешнем потоке; 3, 5 — зоны рециркуляционного течения; 4 — слой смешения; 6, 7 — вихри; 8 — веер волн разрежения во внутреннем течении; 9 — скачок уплотнения во внутреннем течении; 10 — донный срез; S , S_1 — точки отрыва

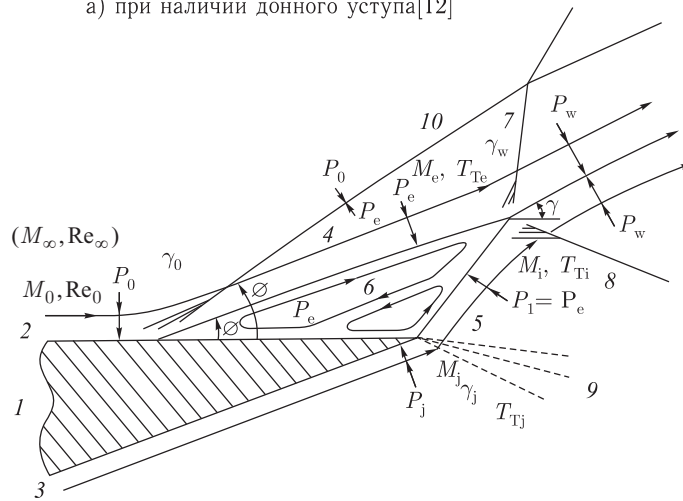
Фотографии с помощью теневого прибора и схема течения за донным срезом осесимметричного уступа с центральной недорасширенной реактивной струей, истекающей из круглого сопла с числом $M_c \cong 3,5$ в сверхзвуковой набегающий поток ($M_\infty \cong 2$), представлены на рис. 1.9д. Достаточно четко на фотографии просматриваются контуры зоны рециркуляционного течения в донной области, хвостовые скачки уплотнения во внешнем потоке и в реактивной струе.

При истечении в сверхзвуковой набегающий поток центральной реактивной струи с очень большой степенью недорасширения, когда поперечный размер струи за телом значительно превышает диаметр миделя тела, зона рециркуляционного течения с двумя вихрями перемещается навстречу набегающему потоку на боковую поверхность обтекаемого тела (рис. 1.10).

Дополнительно к рассмотренным выше особенностям течения к хвостовым скачкам во внешнем потоке 7 и реактивной струе 8 добавляется возникающий



а) при наличии донного уступа[12]



б) при отсутствии донного уступа[11, 7]

- 1 — хвостовая часть;
- 2 и 3 — пограничный слой в набегающем потоке и реактивной струе;
- 4 и 5 — слой смешения во внешнем потоке и реактивной струе;
- 6 — отрывная зона рециркуляционного течения;
- 7 и 8 — хвостовые скачки во внешнем потоке и реактивной струе;
- 9 — веер волн разрежения в реактивной струе;
- 10 — скачок уплотнения в потоке перед зоной отрыва.

Рис. 1.10. Обтекание кормовой части сверхзвуковым потоком при наличии сильно недорасширенной реактивной струи

во внешнем потоке скачок уплотнения 10 перед зоной отрыва на боковой поверхности тела. Этот скачок уплотнения 10 может пересекаться с хвостовым скачком 7 во внешнем потоке (рис. 1.10 б).

Приведенные на рис. 1.4–1.10 схемы течения позволяют дать общее представление о некоторой общности и особенностях течения в донной области различных тел при различных скоростях внешнего набегающего потока. В целом можно отметить схожесть картины течения за уступами плоских или осесимметричных тел, включая структуру потока в рециркуляционных зонах или в области присоединения или смыкания потоков за донным срезом.

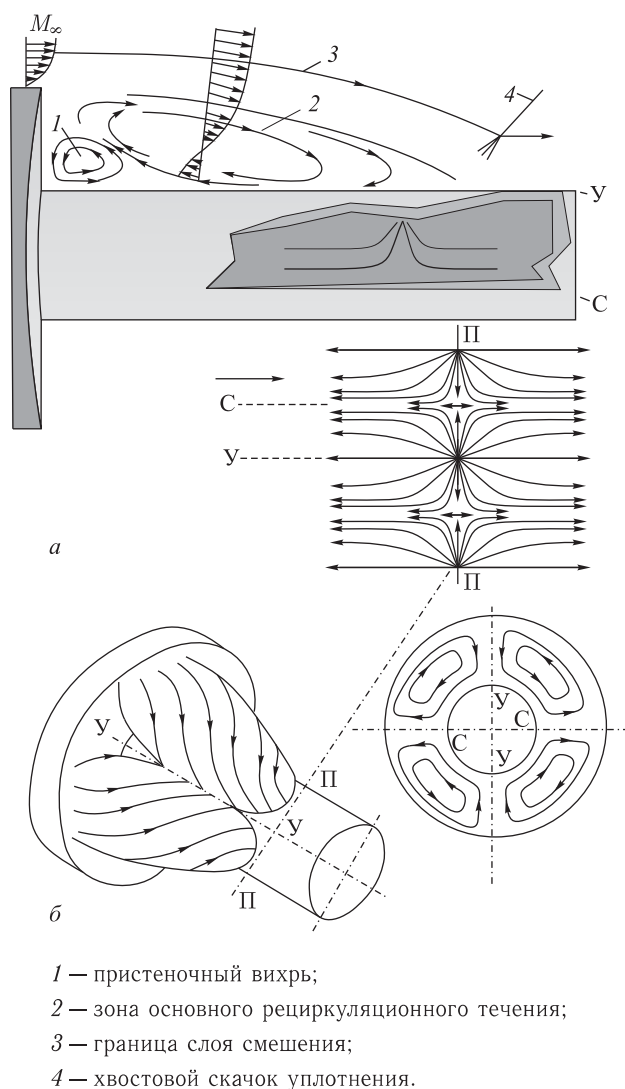


Рис. 1.11. Схема течения за цилиндрическим уступом с цилиндрическим стержнем [13, 14]

Так, например, в работе [13] (см. также [7]) при исследовании физической картины течения за плоской ступенькой методом саже-масляного покрытия было получено, что даже при плоском течении в области повторного присоединения потока за уступом имеют место трехмерные эффекты, которые выражаются в наличии типичных трехмерных особых точек (седловой «С» и узловой «У», как показано на схеме рис. 1.11а), периодически распределенных вдоль линии «П–П» в плоскости, перпендикулярной направлению потока.

Образование таких точек связывается с наличием слабых возмущений, которые могут послужить причиной возникновения интенсивных вихрей с противоположным направлением вращения при приближении оторвавшегося сверхзвукового потока к месту повторного присоединения. Позднее в работе [14] были обнаружены такие же особенности течения и при присоединении турбулентного потока за донным срезом цилиндрического уступа с центральной державкой, так как показано на рис. 1.11а. Подобная картина наблюдалась и при присоединении осесимметричного потока в камере с внезапным расширением [15].

Среди особенностей течения, обнаруженных при исследованиях в работе [14], было также показано существование дополнительно к основному вихрю 2 рециркуляционного течения в донной области второго (пристеночного) вихря 1 (рис. 1.11а).

Кроме того, наличие трехмерных особенностей в области присоединения турбулентного потока позволило авторам работы [14] высказать предположение о существовании двух или более пар вихрей с противоположным направлением вращения в плоскости, нормальной к направлению потока так, как это показано на рис. 1.11б. Пара вихрей с направлением вращения к стержню присоединяется на нем с образованием узловой точки «У» и проходящей через нее продольной линии растекания. Поскольку линии тока на поверхности стержня направлены от продольной линии растекания (см. на рис. 1.11а), то масляная пленка на ней вымывается. Пара вихрей с направлением вращения от стержня отходит от него с образованием седловой точки «С» и проходящей через нее продольной линии стекания вихрей. Так как линии тока на поверхности стержня направлены к продольной линии стекания, то наблюдается скопление масляной пленки вдоль этой линии. Поэтому именно эта линия наиболее четко видна на фотографиях. Каждой паре продольных линий стекания и растекания соответствует пара вихрей в потоке.

Исследования в работе [14] показали, что число пар вихрей является четным и зависит от относительного диаметра стержня. По мере увеличения диаметра стержня число пар вихрей увеличивается, но они становятся менее четкими; вместе с тем все отчетливее проявляется поперечная «линия присоединения» («П–П») как линия раздела потоков, направленных к донному срезу и от донного среза. Однако все авторы отмечают, что наличие трехмерности течения в целом слабо сказывается на величину донного сопротивления тел, хотя в некоторых случаях неравномерность параметров потока по периметру вследствие эффектов трехмерности, возможно, необходимо учитывать [15].

1.3.2. Обтекание сужающихся хвостовых частей. Для сужающихся хвостовых частей (осесимметричных, плоских или трехмерных) имеющиеся результаты исследований позволяют выделить следующие основные типы обтекания наружной поверхности хвостовой части [11, 16] (рис. 1.12):

— безотрывное обтекание поверхности хвостовой части (за исключением отрыва с кромки донного среза, если срез имеется) (рис. 1.12 а);

— нефиксированный отрыв потока, который возникает на криволинейной поверхности хвостовой части (положение точки отрыва заранее неизвестно) (рис. 1.12 б);

— срыв потока в угловой точке начала сужения хвостовой части так, что рециркуляционная зона захватывает всю поверхность хвостовой части, включая донный срез, если он имеется (рис. 1.12 в);

— отрыв потока на сужающейся поверхности из-под скачка уплотнения, который возникает при большой дозвуковой или сверхзвуковой скорости набегающего потока (рис. 1.12 г); положение точки отрыва в этом случае заранее неизвестно.

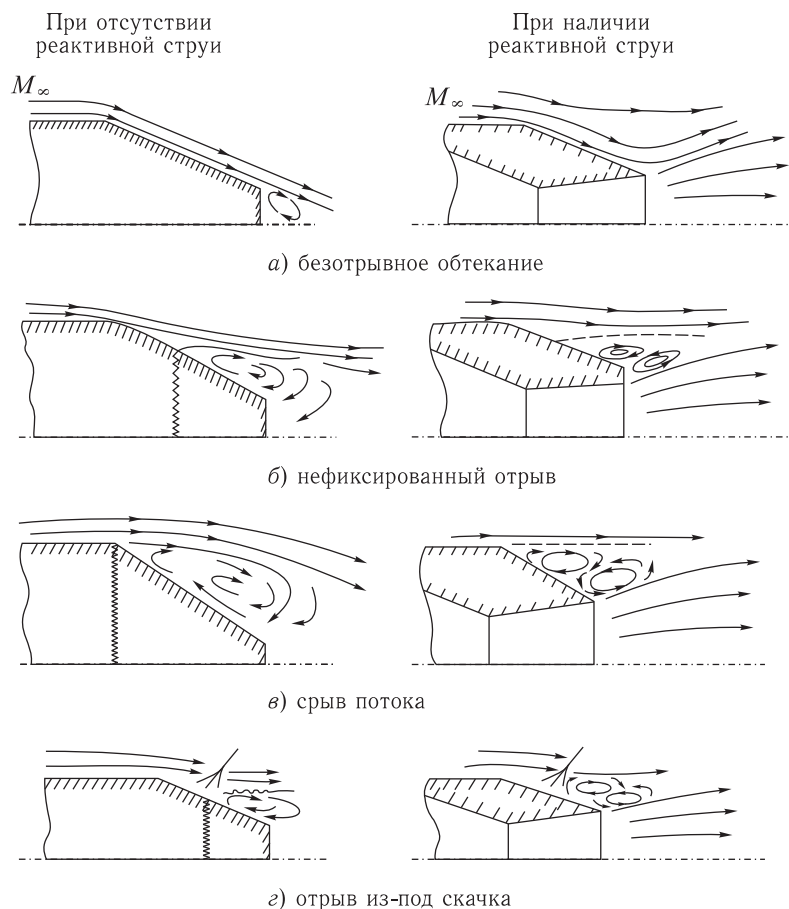


Рис. 1.12. Схемы обтекания изолированных сужающихся хвостовых частей

Следует отметить, что одной из основных задач аэродинамики хвостовых частей как в присутствии, так и при отсутствии реактивных струй является необходимость обеспечения именно безотрывного их обтекания частей (рис. 1.12 *а*) с целью снижения внешнего, а, следовательно, и суммарного сопротивления хвостовых частей. Отрывы, а тем более срыв потока, — явление отрицательное, приводящее к увеличению внешнего (и донного) сопротивления хвостовых частей, особенно в присутствии реактивной струи, которая за счет эжекции, как правило, снижает донное давление по сравнению со случаем без струи. Однако здесь следует отметить один факт, полученный в исследованиях проблемы взаимодействия в районе донного среза реактивной струи и внешнего дозвукового потока.

Наличие небольших размеров донной области при взаимодействии струи и дозвукового или трансзвукового потоков при плавном обтекании большей части наружной поверхности (схема на рис. 1.12 *б*) может не увеличить, а даже несколько снизить суммарное сопротивление хвостовой части при оптимальном выборе размеров донной области (за счет повышения донного давления $\bar{p}_d > 1$) [19], [20].

Хотя приведенные на рис. 1.12 основные схемы обтекания реализуются на хвостовых частях различной формы (осесимметричных, плоских, трехмерных), картина течения для каждого из типов имеет свои особенности.

Так, нефиксированный отрыв, отрыв из-под скачка или срыв потока, изображенные на рис. 1.12, при возникновении на осесимметричных сужающихся хвостовых частях происходят с образованием кольцевой линии отрыва или срыва потока, на чисто плоских хвостовых частях линия отрыва или срыва — прямая, на трехмерных хвостовых частях образуется изогнутая линия отрыва.

Иллюстрацией этого служат схемы обтекания сужающихся плоских хвостовых частей (которые по существу можно отнести к классу трехмерных тел), приведенные на рис. 1.13 и полученные совместно с Н.В. Головиной.

Наличие плоских боковых поверхностей в сочетании с верхней и нижней сужающейся поверхностями приводит к наложению на продольное течение поперечного перетекания потока из-за различия обтекания разных граней хвостовых частей — так называемому «краевому эффекту» при обтекании плоских хвостовых частей. В случае безотрывного обтекания плоской хвостовой части эти краевые эффекты проявляются на сужающихся поверхностях в узкой зоне в районе боковых граней (рис. 1.13 *б*). При срывном обтекании образующаяся пара вихрей занимает всю сужающуюся поверхность хвостовой части, а отрыв потока фиксируется на прямой линии излома поверхности хвостовой части (рис. 1.13 *в*). Схемы течения на рис. 1.13 показывают, что с увеличением размеров отрывных зон при переходе течения от безотрывного к срывному эффекты трехмерности при обтекании плоских хвостовых частей усиливаются в виде возрастающих в размерах вихрей, образующихся в отрывных зонах, что не может не проявиться в возрастании уровня внешнего сопротивления хвостовых частей.

Течение также становится существенно трехмерным при обтекании, например, хвостовой части компоновки двух осесимметричных реактивных сопел (рис. 1.14). При этом, даже если каждое изолированное сопло в отдельности обтекается без отрыва внешнего потока, то соединение двух сопел

в компоновке приводит к возникновению отрывной зоны между соплами, причем границы зоны отрыва на поверхности каждого сопла, как показала визуализация течения методом саже-масляного покрытия, напоминают «сопло Лавалья», т. е. зона отрыва сначала сужается, а потом расширяется по мере приближения к срезу сопла. При отсутствии реактивных струй отрывная зона между соплами соединяется с отрывными зонами за срезом каждого сопла с образованием достаточно сложной вихревой структуры. Наличие этой вращающейся вихревой структуры влияет на безотрывное обтекание

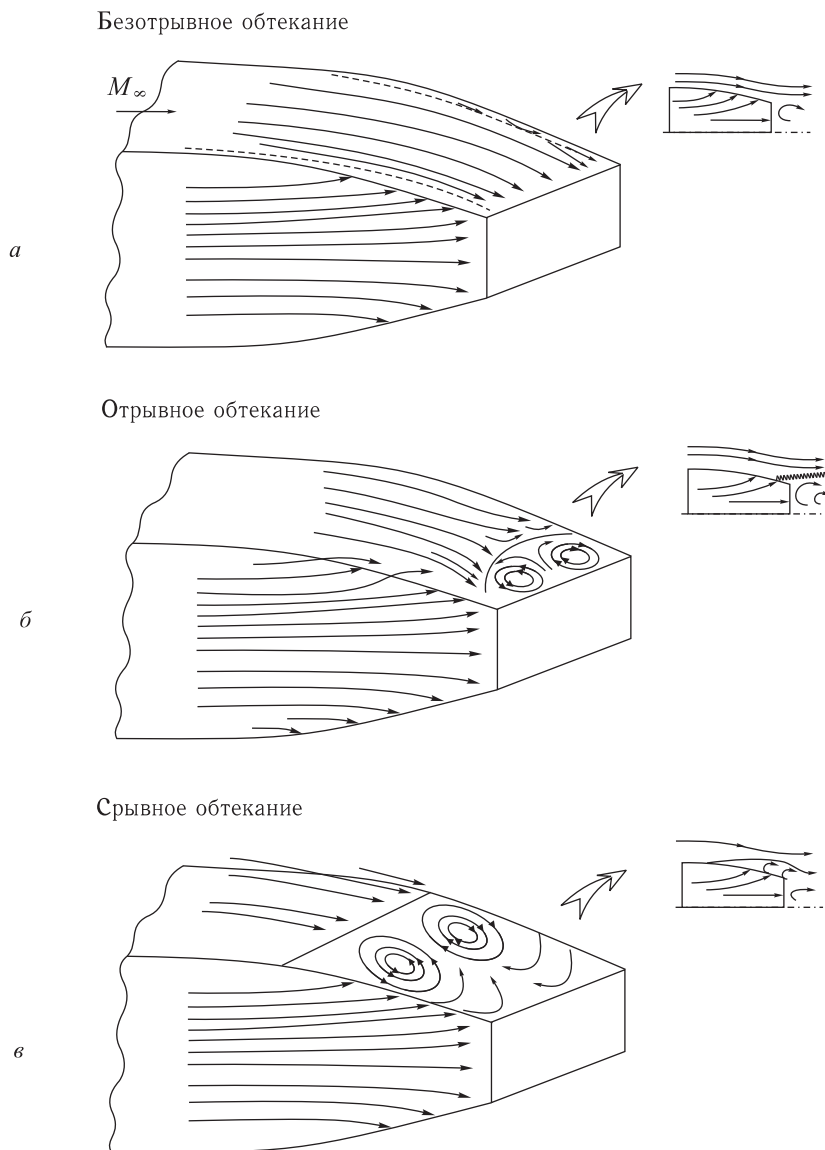


Рис. 1.13. Схемы обтекания плоских (трехмерных) хвостовых частей