

для конуса весьма малое закругление носка (радиусом порядка 0,5% от радиуса основания) приводит к уменьшению теплового потока на 30—40%. Для уменьшения аэродинамического нагрева поверхности тела следует, кроме того, ламинаризовать пограничный слой. Этого также можно достигнуть с помощью небольшого затупления носка, ибо при затуплении возникает отрицательный по знаку продольный градиент давления, способствующий сохранению ламинарного течения в пограничном слое. Так, например, на конусе длиной 7,5 м при $M_{\infty} = 15$ затупление носка смещает точку перехода с 4% длины образующей от носка до конца образующей. Ламинарное течение в пограничном слое может быть организовано искусственно и другими способами, например, отсасыванием пограничного слоя.

Для поглощения тепловых потоков, направленных от пограничного слоя к поверхности тела, применяются также различные обмазки поверхности. Расплавляясь и испаряясь при полете с большой скоростью, они поглощают значительное количество тепла. Следует, однако, иметь в виду, что оплавление обмазок и испарение с поверхности тела могут существенно изменить его аэродинамические характеристики.

§ 30. Способы управления пограничным слоем

Знание законов движения жидкости в пограничном слое открывает широкие перспективы улучшения аэродинамических характеристик обтекаемых тел. Используя эти законы, можно активно воздействовать на движение жидкости в пограничном слое и изменять это движение в нужном направлении.

В предыдущих параграфах уже указывались некоторые возможности управления пограничным слоем. Мы видели, например, что можно «затянуть» переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный и, следовательно, уменьшить сопротивление трению, если изменить форму тела так, чтобы точка минимума давления сместилась по направлению к кормовой точке. Можно добиться и обратного эффекта, т. е. раннего перехода ламинарного течения в слое в турбулентное, если искусственно турбулизовать пограничный слой или набегающий поток. Точка отрыва слоя при этом сдвигается вдоль контура к кормовой точке и уменьшается сопротивление от давлений. Однако изложенным далеко не исчерпываются задачи и способы управления пограничным слоем (сокращенно — УПС).

Можно указать *две основные задачи* управления пограничным слоем. Одна из этих задач состоит в предотвращении или, во всяком случае, в *затягивании отрыва пограничного слоя*. Другая из этих задач состоит в предотвращении или, во всяком случае, в *затягивании перехода* ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Иными словами, первая задача заключается в перемещении точки отрыва слоя к хвосту тела, вторая — в перемещении точки перехода к хвосту тела.

Проблема затягивания отрыва пограничного слоя имеет большое практическое значение для улучшения взлетно-посадочных свойств самолета. Как известно из предыдущего, при взлете и посадке используются значения c_y , близкие к максимальным, ибо в этом случае достигается скорость полета, близкая к минимальной. Уменьшение скорости движения самолета при взлете и посадке необходимо в свою очередь для безопасности и для уменьшения длины разбега и пробега. Однако при углах атаки, близких к критическим, возрастание c_y с ростом угла атаки прекращается, так как точка отрыва пограничного слоя перемещается в направлении от хвостика крыла к носку. За точкой отрыва в пограничном слое возникает, как известно, обратное течение жидкости, циркуляция скорости по контуру, охватываемому крыло, вследствие этого уменьшается и, значит, уменьшается c_y . Смещение точки отрыва к хвосту способствует увеличению циркуляции при тех же углах атаки и, следовательно, увеличению c_y .

Проблема затягивания перехода ламинарного течения в пограничном слое в турбулентное имеет огромное практическое значение для уменьшения сопротивления трению поверхности самолета. При больших значениях числа Рейнольдса замена турбулентного трения ламинарным уменьшает сопротивление трению в десятки раз. Замена турбулентного течения в пограничном слое ламинарным имеет важное практическое значение также для уменьшения аэродинамического нагрева поверхности летящего тела. Как известно из предыдущего, теплоотдача при больших скоростях от нагретого газа в пограничном слое к поверхности тела будет при ламинарном течении меньшей, чем при турбулентном.

Рассмотрим сначала способы воздействия на положение точки отрыва пограничного слоя. Так как между оторвавшимся пограничным слоем и поверхностью тела образуется область давления, повышенного по сравнению с безотрывным обтеканием, то целесообразно понизить давление в этой области с тем, чтобы восстановить безотрывное обтекание. Этого можно достичь, если из области за местом отрыва непрерывно *отсасывать* некоторое количество жидкости.

Оторвавшийся пограничный слой при этом вновь прилипает к поверхности тела, обтекание тела становится плавным и отрыв слоя происходит в точке, находящейся дальше по потоку, нежели без отсасывания.

Для иллюстрации явлений, происходящих при отсасывании пограничного слоя, мы приводим здесь фотографии течения жидкости между двумя стенками при расширении потока (рис. 7.76). На первой фотографии изображено течение жидкости в том случае, когда нет никакого воздействия на пограничный слой. Мы видим, что непосредственно за точкой минимума давления происходит отрыв струи от поверхности стенок. На следующей фотографии показано течение между теми же стенками, но в случае отсасывания пограничного слоя у одной из стенок, в местах, показанных стрелками. Наконец,

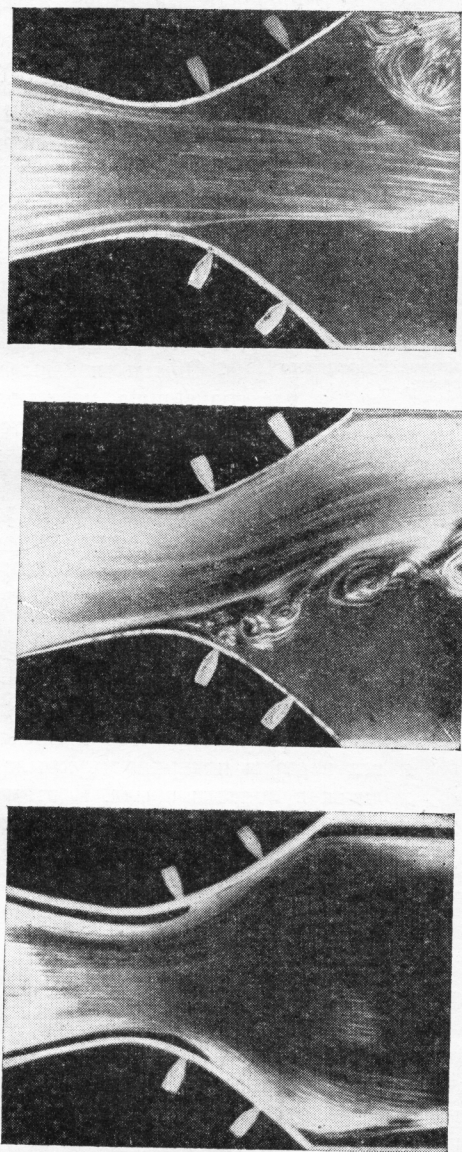


Рис. 7.76. Движение жидкости между расходящимися стенками. Влияние отсасывания пограничного слоя на местоположение точки его отрыва.

последняя фотография изображает течение в случае отсасывания пограничного слоя у обеих стенок; отрыв струи здесь наступает за сечением, в котором производится отсасывание.

Говоря об отсасывании пограничного слоя применительно к крылу самолета, нужно представить себе на верхней части крыла одну или несколько прорезей (щелей), нормальных к его поверхности, которые соединяют наружную атмосферу с внутренней полостью в крыле (рис. 7.77, б). Если поддерживать в этой полости давление, меньшее наружного, то пограничный слой будет сквозь прорези отсасываться с верхней поверхности крыла.

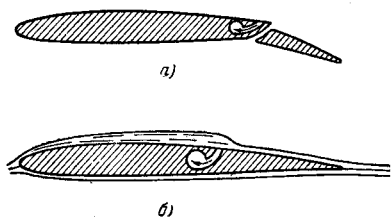


Рис. 7.77. Схемы отсасывания пограничного слоя на крыле.

Для отсасывания пограничного слоя на крыле является положение на расстоянии 50—60% хорды профиля, считая вдоль хорды от носовой точки.

Для толстых крыльев (у которых максимальная толщина порядка 10—12% хорды и более) наиболее эффективным оказывается отсасывание с верхней поверхности крыла перед отклоненным книзу закрылком (который представляет собой хвостовую поворотную часть крыла) или вблизи носовой точки закрылка (рис. 7.77, а). Для тонких крыльев (у которых максимальная толщина менее 8% хорды)

отсасывание вблизи закрылка становится неэффективным, так как при больших углах атаки отрыв потока у тонких крыльев происходит возле носка и вся верхняя поверхность крыла и закрылка находится в области срыва. В этом случае, как показывают опыты и расчеты, отсасывание пограничного слоя у закрылка необходимо дополнить непрерывно распределенным отсасыванием вблизи носка крыла.

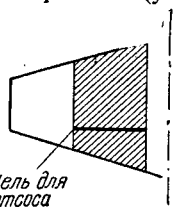


Рис. 7.78. Площадь крыла, обслуживаемая УПС (на чертеже заштрихована).

Количество воздуха, которое необходимо отсасывать для того, чтобы пограничный слой при допустимых на посадке углах атаки прилегал к поверхности крыла, оказывается сравнительно небольшим. Расход отсасываемого воздуха характеризуется безразмерным коэффициентом c_Q , равным отношению расхода к скорости потока на бесконечности и к площади крыла S_0 , обслуживаемой отсосом пограничного слоя, т. е. к площади, заключенной между сечениями, параллельными плоскости симметрии и проведенными через крайние точки щели (рис. 7.78):

$$c_Q = \frac{Q}{S_0 V_\infty}$$

Порядок величины c_Q при отсасывании пограничного слоя можно видеть на графиках рис. 7.79.

Изменить положение точки отрыва пограничного слоя можно и другим способом. Так как причиной отрыва пограничного слоя является

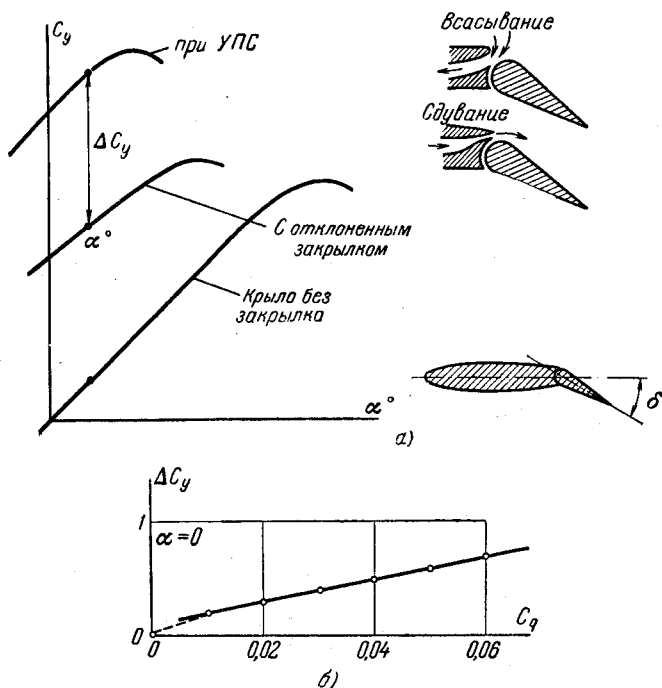


Рис. 7.79. Зависимость Δc_y от c_Q .

затормаживание частиц среды под действием нарастающего по потоку давления, то, искусственно увеличивая скорость в пограничном слое, т. е. увеличивая кинетическую энергию частиц, можно сдвинуть точку отрыва по потоку. Этот способ УПС называется *сдуванием пограничного слоя*. Схема сдувания пограничного слоя на крыле представлена на рис. 7.80; в этом случае прорезь для сдувания слоя должна быть направлена в выходной своей части по касательной к поверхности крыла. Опыты показывают, что наиболее выгодным способом сдувания пограничного слоя является выдувание дополнительной струи на верхнюю поверхность отклоненного закрылка (рис. 7.79).



Рис. 7.80. Схема сдувания пограничного слоя на крыле.

Для количественной оценки затрачиваемых на сдувание пограничного слоя расхода и мощности наряду с коэффициентом расхода c_Q

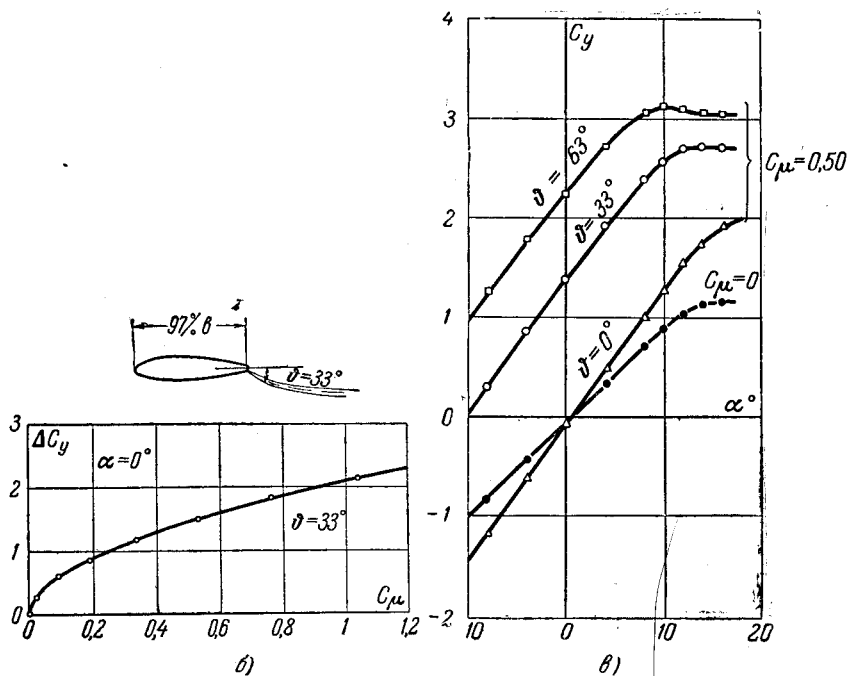
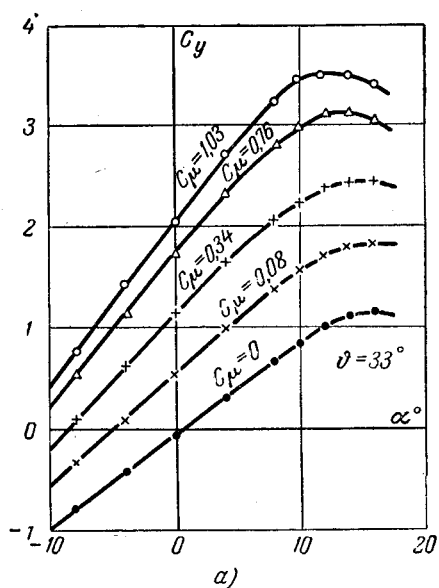


Рис. 7.81. Влияние выдуваемой струи (реактивного закрылка) на коэффициент подъемной силы крыла.

применяется также коэффициент, характеризующий выдуваемое через щель в единицу времени количество движения. Этот коэффициент, называемый коэффициентом количества движения, обозначается через c_μ и определяется как отношение протекающего через щель в единицу времени количества движения к динамическому давлению на бесконечности и к площади крыла, обслуживаемой УПС:

$$c_\mu = \frac{Q_m v}{\frac{\rho_\infty V^2}{2} S_0},$$

где v — средняя по сечению щели скорость выдуваемого воздуха, Q_m — его массовый расход. Коэффициенты c_μ и c_Q связаны друг с другом очевидным соотношением:

$$c_\mu = 2c_Q \frac{v}{V} \frac{\rho}{\rho_\infty}.$$

Увеличение коэффициента подъемной силы крыла при выдувании струи воздуха вблизи хвостовой точки (реактивный закрылок) для разных значений c_μ представлено на рис. 7.81.

На практике применяются, начиная с 1921 г., также иные способы управления пограничным слоем, не связанные с затратой дополнительной мощности. Впервые С. А. Чаплыгиным в 1910 г. было указано¹⁾, что если в крыле самолета сделать сквозную прорезь (щель), соединяющую нижнюю поверхность крыла с верхней, как это представлено на схеме (рис. 7.82), то коэффициент подъемной силы крыла значительно увеличится. Такие крылья

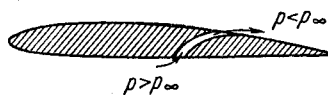


Рис. 7.82. Схема щелевого крыла.

получили в дальнейшем название *щелевых*, или *разрезных*, крыльев. При малых углах атаки их характеристики весьма незначительно отличаются от характеристик обыкновенных (неразрезных) крыльев. При больших же углах атаки под действием разности давлений на нижней и верхней поверхности крыла воздух устремляется через щель из области под крылом в область над крылом. На верхней поверхности крыла получается дополнительный поток, поле скоростей которого накладывается на поле скоростей пограничного слоя, и в результате точка отрыва слоя сдвигается вдоль по потоку. Мы имеем здесь случай как бы автоматического управления слоем, которое вступает в действие лишь тогда, когда это необходимо, т.е. при больших углах атаки.

Кривая коэффициента подъемной силы для щелевого крыла является продолжением в область больших углов атаки кривой для такого же крыла без щелей (тогда как при отсасывании или сдувании

¹⁾ Чаплыгин С. А., Теория решетчатого крыла, Полное собрание сочинений, т. II, Изд-во Академии наук СССР, 1933.

пограничного слоя значения c_y увеличиваются при всех, вообще говоря, углах атаки).

При применении многих щелей можно достичь весьма больших значений $c_{y_{\max}}$ и соответствующих ему углов атаки. Например, профиль RAF 19, который имеет $c_{y_{\max}}$, приблизительно равный 1,64 (при угле атаки 14°), при разделении его на семь частей с помощью шести щелей достигает значения $c_{y_{\max}}$, равного 3,92 (при угле

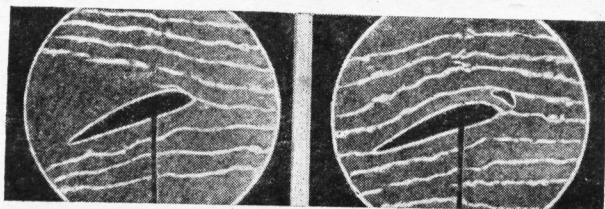


Рис. 7.83. Предкрылок прижимает струю к верхней поверхности крыла.

атаки в 45°). Нужно, однако, сказать, что такие крылья, как бы состоящие из отдельных перьев, значительно уступают неразрезным крыльям по своей прочности. Поэтому в настоящее время на практике не прибегают к разрезанию крыла, а применяют с той же целью *предкрылки* или *щелевые закрылки*. Предкрылок представляет собой небольшое, по сравнению с основным, дополнительное крыло, которое устанавливается перед ним так, что образуется сужающаяся по потоку щель. При больших углах атаки струя, вытекающая из этой щели, увеличивает

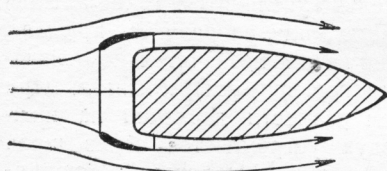


Рис. 7.84. Кольцо Тауненда.

представляет собой предкрылок, выполненный в виде кольца и устанавливаемый перед моторной гондолой или фюзеляжем так, чтобы внутри этого кольца находились цилиндры двигателя воздушного охлаждения. Кольцо Тауненда упорядочивает поток за цилиндрами и прижимает струю к поверхности гондолы или фюзеляжа. По данным опытов, лобовое сопротивление мотогондолы с двигателем воздушного охлаждения уменьшается на 60% при установке кольца Тауненда.

Наряду с предкрылком щелевой эффект используется для сдвига точки отрыва пограничного слоя на закрылке, который представляет

собой заднюю поворотную часть крыла. Отклонение закрылка книзу позволяет значительно увеличить c_y крыла; однако при больших углах отклонения закрылка пограничный слой с его верхней поверхности срывается и эффективность закрылка снижается. Для того чтобы восстановить ее, закрылок отклоняют таким образом, что при отклонении образуется щель для сдувания пограничного слоя между закрыльком и остальной частью крыла (рис. 7.85).

Следует упомянуть еще об одном способе затягивания отрыва пограничного слоя. Этот способ заключается в том, что поверхность тела приводится в движение вдоль потока. При этом увлекаются и частицы пограничного слоя, так что скорости их вблизи поверхности увеличиваются и точка отрыва слоя сдвигается.



Рис. 7.85. Щелевой закрылок. Щель образуется надлежащим выбором местоположения оси поворота или отодвиганием закрылка от остальной части крыла по направляющим.

В качестве иллюстрации этого способа на рис. 7.86 изображена схема обтекания двух круговых цилиндров, вращающихся в противоположные стороны. При достаточной скорости вращения отрыв пограничного слоя здесь отсутствует и линии тока близки к линиям тока потенциального обтекания. Этот способ может быть применен и к крылу самолета. Необходимо лишь выполнить часть верхней поверхности крыла в виде бесконечной ленты, движущейся на роликах, как показано на рис. 7.87. Опыты показывают, что угол атаки, при котором начинается отрыв пограничного слоя, может быть доведен при этом до 105° , а значение $c_{y_{\max}}$ — до 3,73. Любопытно отметить, что это значение $c_{y_{\max}}$ достигается уже при угле атаки, равном 55° ; при дальнейшем увеличении угла атаки уменьшения c_y не наблюдается вплоть до угла атаки, равного 105° .

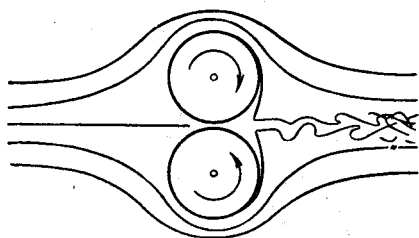


Рис. 7.86. Обтекание двух круговых цилиндров, вращающихся в противоположные стороны.

Рис. 7.87. Схема крыла с движущейся поверхностью.



Рис. 7.87. Схема крыла с движущейся поверхностью.

Фотографии спектров обтекания крыла с движущейся поверхностью даны на рис. 7.88. Из этих фотографий видно, что при движении поверхности крыла вихревая зона за крылом исчезает. На верхней поверхности крыла возникает при этом вихревой слой, в котором направление вращения противоположно направлению вращения вихрей в случае отрыва пограничного слоя. Этот вихревой слой как бы увеличивает толщину профиля крыла.

Существуют, кроме изложенных здесь, также другие способы увеличения c_y крыла и улучшения его обтекания на больших углах атаки.

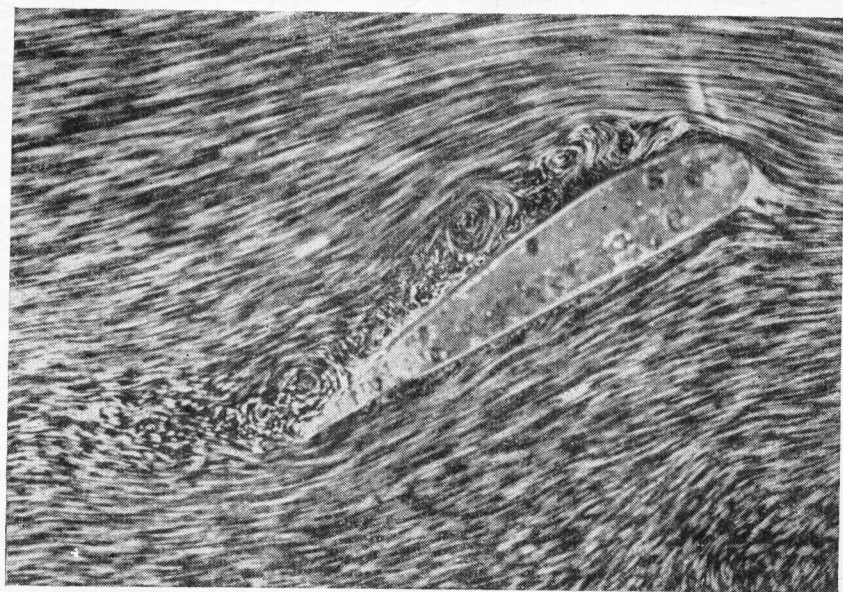
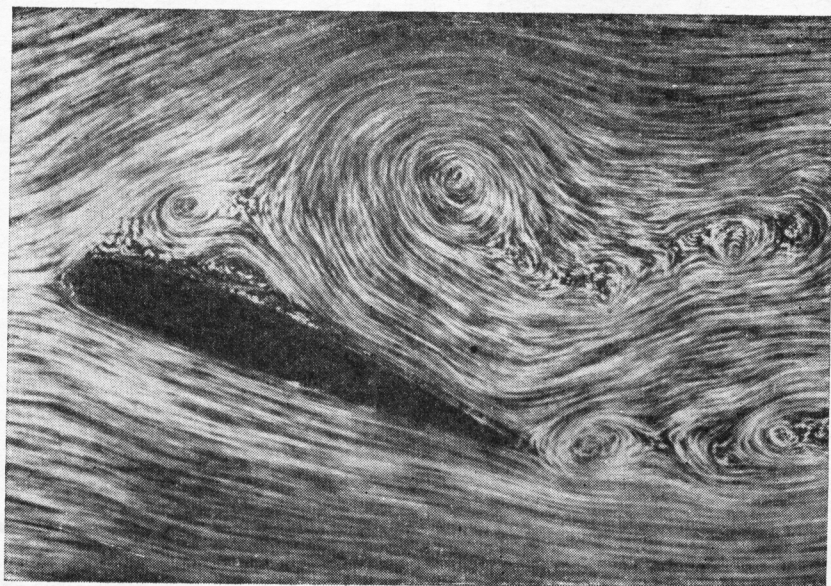


Рис. 7.88. Обтекание крыла с движущейся поверхностью.

Мы не останавливаемся здесь на этих способах, так как они не связаны непосредственно с управлением пограничным слоем.

Рассмотрим теперь способы управления пограничным слоем, направленные на смещение к хвосту точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Один из способов ламинаризации пограничного слоя уже был изложен в предыдущем (см. § 17 настоящей главы). Он состоит в применении такой формы профиля крыла или обвода тела вращения, при которой точка минимума давления смещена к хвосту (*ламинаризованные профили*).

Так как при достаточно большом, положительном по знаку ускорении частиц сохраняется ламинарное течение, то точка перехода оказывается близкой к точке минимума давления. Пример ламинаризованного профиля и распределения давлений вдоль его хорды приведен на рис. 7.89. Как видим, носовая часть ламинаризованного

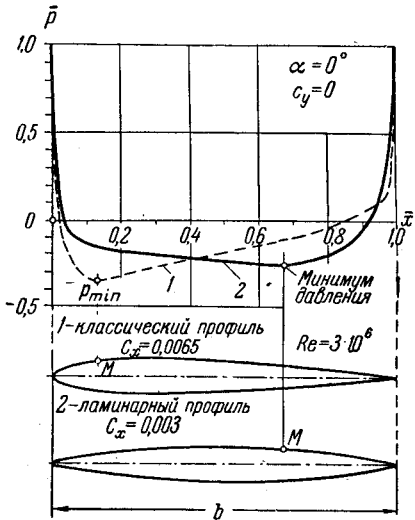


Рис. 7.89. Ламинаризованный профиль и распределение давлений вдоль его хорды при нулевом угле атаки.

профиля получается сильно вытянутой, а хвостовая — укороченной.

Следует обратить внимание на то, что ламинаризация пограничного слоя, создаваемая ускорением частиц в носовой части, может иметь место лишь в ограниченном промежутке углов атаки. При увеличении угла атаки сверх некоторого, определенного для данного профиля, значения происходит перемещение точки минимума давления к носу и ламинаризация исчезает. Аналогичное явление возникает и при уменьшении угла атаки. Поэтому полярная диаграмма для ламинаризованного профиля имеет вид, показанный на рис. 7.90.

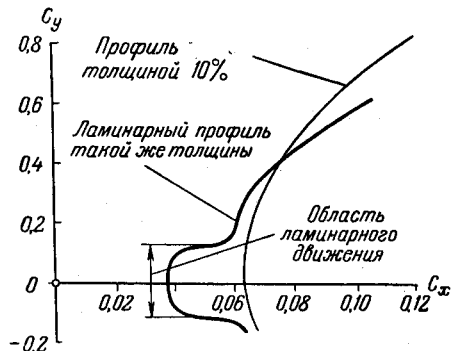


Рис. 7.90. Полярная диаграмма для ламинаризованного профиля.

Другой способ ламинаризации пограничного слоя состоит в *отсасывании воздуха* с поверхности тела в таком количестве, чтобы толщина пограничного слоя нигде не превышала критического значения.

Отсасывание можно производить непрерывно по всей поверхности тела (например, сквозь пористую оболочку) или через щели на поверхности, расположенные достаточно часто, так, чтобы число Рейнольдса для пограничного слоя везде оставалось меньше критического числа. Последний способ (отсасывание через щели), по-видимому, легче практически осуществить, нежели первый. Лабораторные исследования и испытания в полете подтвердили, что при отсасывании воздуха через щели на поверхности крыла ламинарное течение в пограничном слое может быть сохранено до очень больших значений числа Рейнольдса (порядка 10^7).

Рассмотренные здесь способы ламинаризации пограничного слоя представляют собой в конечном счете способы уменьшения градиента скорости внутри слоя. Однако касательное напряжение выражается, как мы знаем, по закону Ньютона, произведением двух множителей: коэффициента вязкости μ и градиента продольной составляющей скорости. Вполне естественной поэтому является мысль об управлении пограничным слоем *путем изменения коэффициента вязкости*¹⁾. Можно предположить, например, что если вводить в пограничный слой некоторое количество жидкости с меньшим коэффициентом вязкости, нежели у окружающей среды (например, водород при обтекании тела воздухом или воздух при обтекании тела водой — так называемая *аэрация пограничного слоя*), то сопротивление трению тела удастся понизить.

Теоретически можно подсчитать²⁾, что, например, при аэрации ламинарного пограничного слоя в воде получается уменьшение сопротивления трению приблизительно в 10 раз; аэрация турбулентного пограничного слоя в воде дает уменьшение сопротивления в 130 раз.

Однако при осуществлении такого способа управления пограничным слоем возникает ряд экспериментальных и конструктивных трудностей. Указанные здесь цифры иллюстрируют лишь те заманчивые и до сих пор далеко не исчерпанные возможности, которые заключены в проблеме УПС³⁾.

¹⁾ Федяевский К. К., Уменьшение сопротивления трения путем изменения физических констант жидкости у стенки, Известия Академии наук СССР, № 9—10, 1943.

²⁾ Лоичьянский Л. Г., Об изменении сопротивления тел путем заполнения пограничного слоя жидкостями с другими физическими константами, Прикладная математика и механика, т. VI, 1942.

³⁾ Более подробно изложены методы и результаты управления пограничным слоем в книге: L a s h m a n n G. V., Boundary Layer and Flow Control, т. I и II, Pergamon Press, 1960.