

МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА

3.1. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

Применение механизации крыла (или, в частности, так называемых разрезных крыльев) было вызвано необходимостью увеличения скорости полета с сохранением взлетно-посадочных характеристик самолетов. В начале 30-х годов это было связано с переходом от схемы биплана к схеме моноплана. Схема свободносущего монопланного крыла позволяла избежать большого количества расчалок и стоек, характерных для бипланного крыла, и тем самым уменьшить лобовое сопротивление самолета. Однако переход от биплана к моноплану неизбежно приводил к уменьшению подъемной силы при взлетно-посадочных углах атаки. Этот недостаток монопланного крыла и должна была устранить механизация, которая первоначально решалась в виде щитков, отклоняемых от нижней поверхности крыла в области его задней кромки.

Вскоре после первых применений механизации она стала предметом теоретических и экспериментальных исследований. Использование идеальной невязкой жидкости при описании аэродинамических характеристик даже простейшего двумерного обтекания профиля с отклоненной механизацией может дать только грубые качественные результаты. Влияние вязкости, которая во многом определяет особенности обтекания механизированного и, в частности, разрезного крыла должно непременно учитываться в теоретических методах расчета. Одним из методов учета вязкости является замена контура профиля крыла с отклоненными предкрылком и закрылком контуром, координаты которого в направлении, перпендикулярном к поверхности, увеличены на толщину вытеснения. В ряде случаев такой метод дает удовлетворительные результаты в определении аэродинамических характеристик. Однако большое разнообразие различных видов механизации и необходимость решения трехмерной задачи существенно затрудняет использование теоретических методов определения аэродинамических характеристик. Практическое применение механизации требует конкретных указаний. Такие указания дают экспериментальные методы исследований.

На рис. 3.1 приведены схемы различных видов механизации, которые нашли наиболее широкое практическое применение.

В условиях крыла конечного размаха характер обтекания механизации и ее влияние на аэродинамические характеристики могут существенно измениться. Особенно сильное влияние на аэродинамические характеристики механизации может оказывать форма крыла в плане и в первую очередь стреловидность и удлинение. Поэтому выяснение того, как влияют эти факторы и какие геометрические параметры должна иметь механизация на конкретном крыле, является весьма важными практическими задачами.

Выбор типа механизации (предкрылков, закрылков, щитков и пр.) определяется особенностями взлета и посадки самолета. Для самолетов, у которых за время от взлета до посадки происходит большое изменение удельной нагрузки на крыло, наиболее напряженным является взлет, так как посадка производится при значительно меньших, чем при взлете, значениях нагрузки. Для самолетов, у которых происходит меньшее изменение удельной нагрузки на крыло и которые обладают большой энерговооруженностью, более напряженной является посадка, так как она совершается при высоких значениях удельной нагрузки на крыло, взлет же в значительной мере облегчается наличием относительно большой энерговооруженности.

В связи с тем, что расчетное определение аэродинамических характеристик крыльев конечного размаха и в особенности стреловидных и крыльев малого удлинения с отклоненной механизацией является весьма затруднительным, ниже приводятся результаты экспериментальных исследований [61], которые могут служить основой для рациональной компоновки механизированного крыла и определения его аэродинамических характеристик.

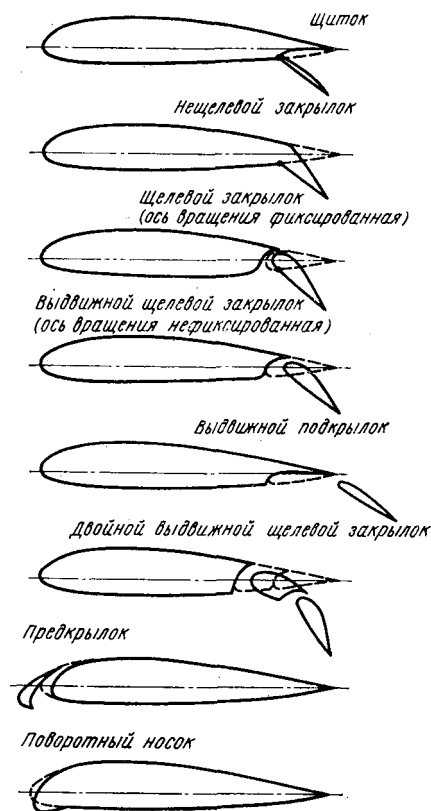


Рис. 3.1. Схема различных видов механизации крыла

3.2. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА БЕСКОНЕЧНОГО РАЗМАХА

На примере крыла бесконечного размаха, т. е. в случае двумерного обтекания, наиболее удобно проследить основное влияние, которое оказывает отклонение механизации на изменение обтекания профиля и его аэродинамические характеристики. Больше того, для прямых крыльев обычного удлинения ($X > 4 + 5$), для которых справедливо применение гипотезы плоских сечений, результаты, полученные из исследований крыла бесконечного размаха с отклоненной механизацией, могут быть непосредственно перенесены на участки крыла, снабженные механизацией (исключая участки, соответствующие торцовым частям механизации).

Кроме того, случай двумерного обтекания крыла бесконечного размаха с механизацией (или как иногда говорят механизацией профиля крыла) является основой для создания как теоретических, так и инженерных методов расчета крыльев конечного размаха с отклоненной механизацией.

3.2.1. Особенности обтекания разрезного крыла

Воздействие отклонения механизации на аэродинамические характеристики и в первую очередь на подъемную силу связано с увеличением кривизны профиля. Даже в простейшем случае при отклонении щитка, расположенного у задней кромки профиля, происходит как бы увеличение кривизны хвостового участка профиля. При этом возрастает давление вдоль нижнего контура профиля (перед щитком) и увеличение разрежения вдоль верхнего контура профиля. Последнее обстоятельство связано с возникновением пониженного давления в области между отклоненным щитком и не отклоненной частью профиля, которое передается на верхнюю часть контура профиля. Распределение давления по профилю с отклоненным щитком и щелевым закрылком иллюстрируется на рис. 3.2.

Если рассматривать эпюры давления на заданном угле атаки, то оказывается, что кривые распределения давления по верхней поверхности профиля с механизацией располагаются так же и имеют тот же характер, что и кривые для профиля без механизации. При этом величина сдвига кривых вверх зависит от вида механизации, расположенной на задней кромке, и соответствующего угла ее отклонения. Это означает, что виды механизации, расположенные на задней кромке, увеличивают скорость обтекания не по части контура профиля, а на всем его протяжении. Скорость по нижней поверхности при этом подтормаживается, что приводит к увеличению давления, нарастающего по мере приближения к задней кромке.

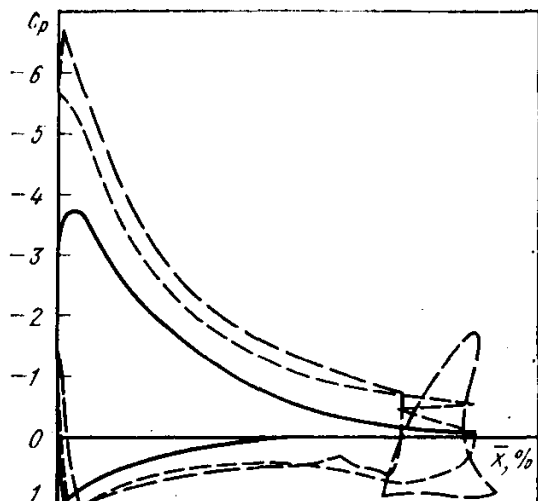
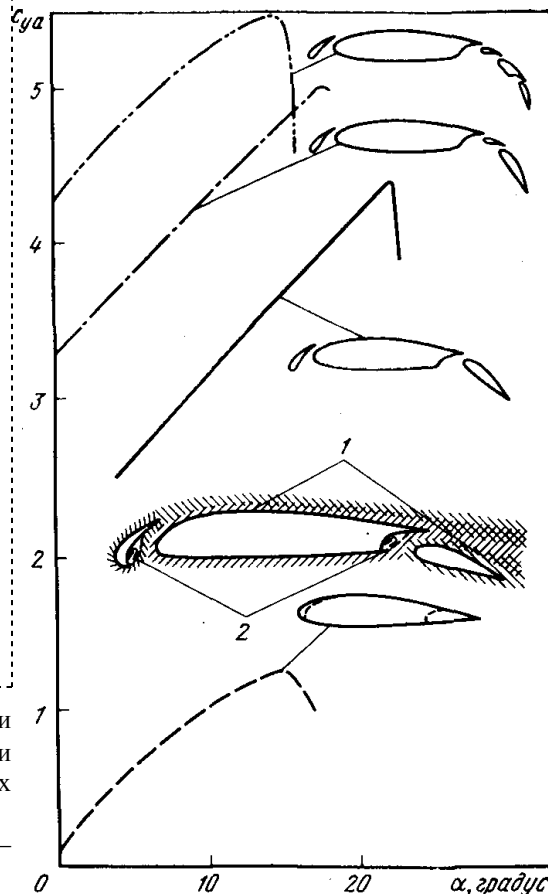


Рис. 3.2. Распределение давления по контуру профиля NACA 23021 с простым щитком и щелевым закрылком при $\alpha = 12^\circ$:

— $\delta = 0$; - - - $\delta_{\text{щ}} = 30^\circ$;
 - · - $\delta_{\text{в}} = 30^\circ$

Рис. 3.3. Схема обтекания разрезного крыла в зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$ профиля с предкрылком и различными комбинациями выдвижных щелевых закрылков:

1 — области взаимодействия, след — пограничный слой; 2 — области отрыва



Более сложным случаем обтекания профиля с механизацией является так называемое разрезное крыло, представляющее собой профиль с отклоненным предкрылком и закрылком (или системой закрылков). В этом случае происходит усложнение (рис. 3.3) не только картины обтекания по сравнению с предыдущими случаями, но и возникает более существенное влияние вязкости как на характер обтекания, так и на суммарные аэродинамические характеристики.

На рис. 3.3 приведена схема обтекания разрезного крыла и наивысшие результаты, полученные из экспериментальных исследований профиля с предкрылком и различными комбинациями закрылков [42]. Из приведенных зависимостей видно, что разрезное крыло может обеспечивать получение весьма высоких значений подъемной силы. Однако оптимальные ее значения могут существенно зависеть от взаимодействия отдельных частей. Оптимизация разрезного крыла даже в простейшем случае (предкрылок и однощелевой закрылок) представляет большие трудности из-за большого количества независимых геометрических параметров (форма предкрылка и закрылка, размеры по отношению к основной части крыла, формы и размеры щелей, углы отклонения и расположение относительно основной части профиля). В случае закрылка, состоящего из ряда независимо отклоняющихся частей, количество взаимосвязанных параметров существенно возрастает. В этих условиях не представляется возможности в экспериментальных программах исследований достичь оптимизации в пределах допустимого времени. Поэтому весьма желательно привлечение расчетных методов, учитывающих влияние вязкости при взаимодействии отдельных частей разрезного крыла.

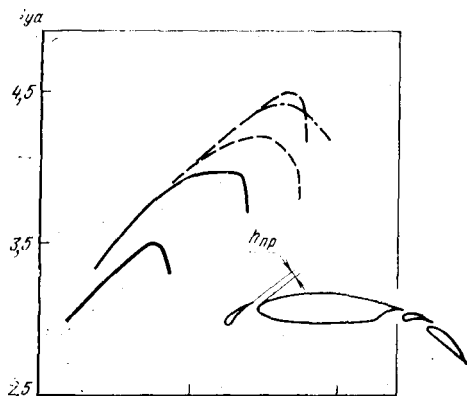


Рис. 3.4. Влияние предкрылка на величину $C_{y_{a \max}}$ и характер максимума зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$ профиля с выдвижным щелевым закрылком $\delta_3 = 45^\circ$:

— без предкрылка; — с предкрылком, $h_{\text{пр}} = 0\%$; - - - с предкрылком, $h_{\text{пр}} = 1\%$; — · — с предкрылком, $h_{\text{пр}} = 2\%$; - - - с предкрылком $h_{\text{пр}} = 3\%$

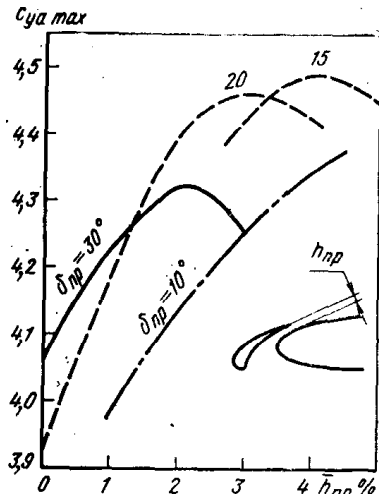


Рис. 3.5. Влияние ширины щели между предкрылком и основной частью профиля (при заданном угле его отклонения) на величину $C_{y \max}$

Как видно из рис. 3.4 наличие выдвинутого предкрылка способствует затягиванию отрыва с передней части профиля до больших углов атаки, не влияя при этом на возможный отрыв в задней части профиля. Наличие щели между предкрылком и основной частью профиля размером в 1 % хорды профиля и образование струи воздуха, омывающей верхний контур профиля, способствует затягиванию срыва как на передней части профиля ($\alpha_{ср}$ увеличивается), так и на его задней части (увеличение $C_{y \max}$) - Дальнейшее увеличение ширины щели по-видимому не оказывает влияния на отрыв в области передней части профиля ($\alpha_{ср}$ практически не увеличивается), но влияет на отрыв в области задней части профиля (сватах продолжает возрастать).

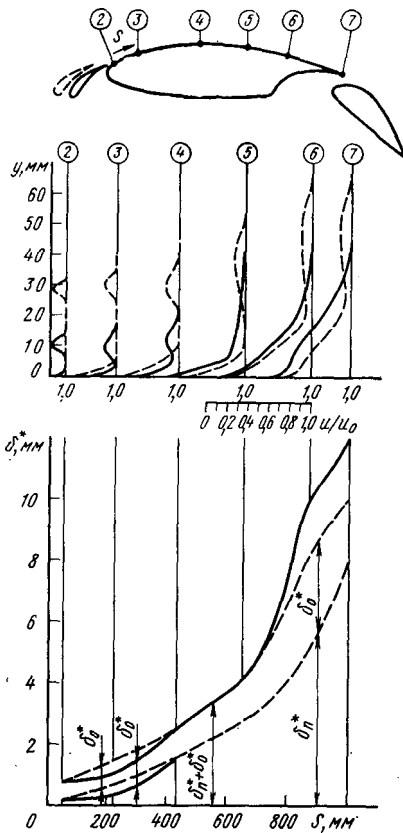


Рис. 3.6. Профили скоростей пограничного слоя и толщина вытеснения вдоль верхней поверхности профиля при ширине щели между предкрылком и основной частью профиля в 0,85 и 2,5 % (δ_g — толщина вытеснения в следе от предкрылка; δ_b — толщина вытеснения пограничного слоя на профиле):

$\text{---} h_{пр} = 0,85 \%$
 $\text{- - -} h_{пр} = 2,5 \%$ } $\alpha =$
 $= \alpha_{срыв} - 1,5^\circ$

При этом ширина щели в 2 % оказывается близкой к оптимальной для случая закрылка, отклоненного на 45° . Из рис. 3.5 видно, что оптимальная (в отношении увеличения $C_{y_{max}}$) ширина щели связана с величиной угла отклонения предкрылка *. Ее оптимальный размер уменьшается по мере увеличения угла отклонения предкрылка. Это, по-видимому, обусловлено уменьшением ширины вязкого следа за предкрылком (по сравнению с толщиной пограничного слоя на основной части профиля) и сохранением достаточной ширины струи, омывающей верхний контур профиля.

Влияние ширины щели между предкрылком и основной частью профиля на величину коэффициента подъемной силы при $\kappa = 0$ (когда на профиле отсутствуют области отрыва) оказывается существенно меньшим, чем в предыдущем случае. Этот факт свидетельствует о том, что влияние ширины щели связано с вязкой, а не с потенциальной частью потока, протекающего через щель.

Эксперименты показывают, что изменение ширины щели не только перераспределяет давление, но и изменяет условия взаимодействия между вязкими слоями предкрылка и основной части профиля, что совместно оказывает влияние на условия обтекания закрылка. При малой ширине щели вязкий след от предкрылка смыкается с пограничным слоем основной части профиля и воздух, протекающий через щель, оказывается значительно подторможенным по сравнению со скоростью потенциального течения.

На рис. 3.6 приведены профили скорости в пограничном слое и толщина вытеснения вязкого следа за предкрылком и пограничного слоя на основной части профиля в различных его участках для ширины щели предкрылка 0,85 и 2,5 %. При малой ширине щели (0,85 %) вязкий след от предкрылка за точкой 4 сливается с пограничным слоем основной части профиля. При оптимальной ширине щели (2,5 %) характер течения оказывается иным, при котором вязкий слой от предкрылка практически не смыкается с пограничным слоем на основной части профиля.

Угол отклонения предкрылка бпр обычно измеряется между его прижатым (κ основной части профиля) и отклоненным состоянием.

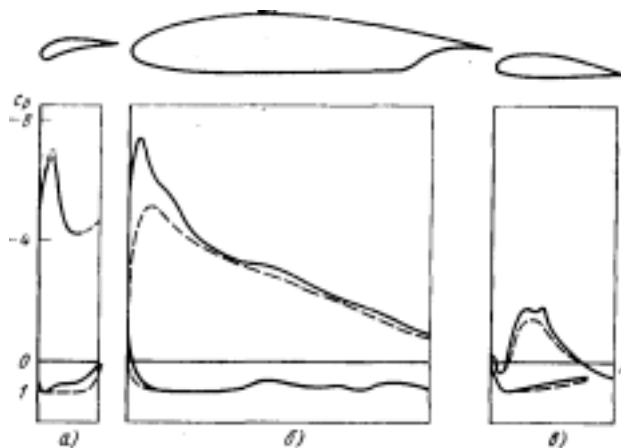


Рис. 3.7. Распределение давления по предкрылку ($\delta_{пр} = 25^\circ$), основной части профиля и закрылку ($\delta_{д} = 30^\circ$) при угле атаки $\kappa = 19,6^\circ$:

а — предкрылок; б — основная часть профиля; в — закрылок; ———— ширина щели предкрылка, $\delta_{д} = 2,5\%$; - - - - - ширина щели предкрылка, $\delta_{д} = 0,85\%$

Полная толщина вытеснения в сечении 2 оказывается одинаковой для этих двух случаев. Но на участке между сечениями 2 и 4 большая толщина вытеснения соответствует большой щели (2,5 %), что связано с различиями в распределении давления (рис. 3.7) и соответствующими градиентами давления вдоль поверхности основной части профиля. На дальнейших участках при малой ширине щели (0,85 %) происходит взаимодействие между слоями, в результате которого общая толщина вытеснения становится существенно большей по сравнению со случаем оптимальной ширины щели (2,5 %), что, естественно, приводит к различиям в течениях в области задней кромки основной части профиля.

На рис. 3.8 приведены профили скоростей на концевом участке верхней поверхности основной части профиля и верхней поверхности закрылка для малой (0,85 %) и оптимальной (2,5 %) ширины щели предкрылка. Из сравнения видно, что при оптимальной ширине щели происходит более эффективное обтекание закрылка, в результате чего возникает более благоприятное распределение давления по его верхней поверхности.

Из рис. 3.7 видно, что изменение щели у предкрылка не только влияет на распределение давления по основной части профиля и закрылку, но и на распределение давления по самому предкрылку.

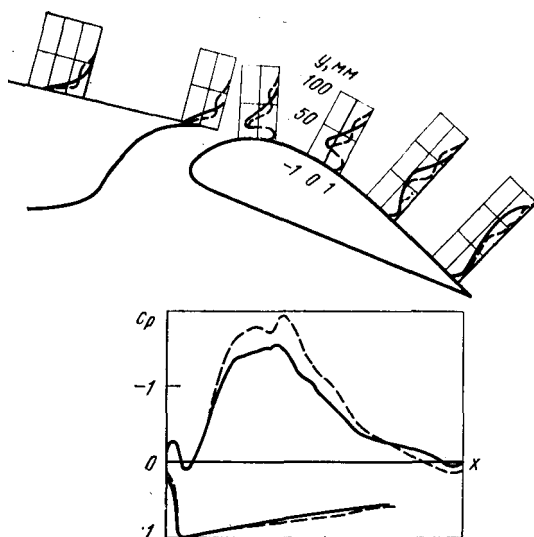


Рис. 3.8. Профили скорости по верхней поверхности основной части профиля и закрылка и распределение давления по закрылку при различной ширине щели предкрылка ($\beta = 30^\circ$):

— щель предкрылка, $\beta = 0.85\%$; — щель предкрылка $\beta = 2.5\%$

Это является следствием взаимодействия вязких слоев на отдельных элементах разрезного крыла. Оптимальный размер щели у предкрылка соответствует такому взаимодействию между вязкими слоями, при котором между ними сохраняется ядро потенциального течения, обеспечивающее благоприятный градиент давления, предохраняющий последующие элементы разрезного крыла от возможного отрыва потока на них.

Оптимальная ширина щели между закрылком и основной частью профиля, а также ширина щелей у дополнительных закрылков также связана с взаимодействием вязких слоев, сходящих с впереди расположенных частей разрезного крыла.

3.2.2. Аэродинамические характеристики профиля с различными видами механизации*

Основным назначением механизации является увеличение подъемной силы крыла. При этом известно, что при заданном угле атаки увеличение подъемной силы может быть достигнуто за счет отклонения механизации, расположенной в области задней части профиля. Отклонение механизации, расположенной в передней части профиля (предкрылки, поворачивающиеся и выдвижные носки и пр.), практически не увеличивает подъемную силу при заданном α на линейном участке зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$, но способствует затягиванию начала срыва на большие углы атаки и тем самым увеличивает α_{cr} и $C_{ya_{max}}$.

На рис. 3.9—3.14 приведены зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{y\alpha} = \frac{dC_{ya}}{d\alpha}$ и $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ для профиля NACA 23012 с различными видами механизации, расположенными в области задней кромки и отклоненными на фиксированные углы. Исследования были проведены в плоской аэродинамической трубе NACA (7 X 10 фут) на прямоугольном крыле, упертом торцами в стенки трубы при числе $Re = 2,19 \cdot 10^6$. Относительные величины хорд составляли 20% для простых щитков и простых закрылков и приблизительно 25% для щелевых закрылков и выдвижных подкрылков. Отличие в величинах хорд щитков и закрылков вызвано желанием сравнить различные виды механизации при тех хордах, которые на практике оказываются близкими к оптимальным, иными словами, могли обеспечить, с одной стороны, наибольший аэродинамический эффект, а с другой, — конструктивную и технологическую простоту.

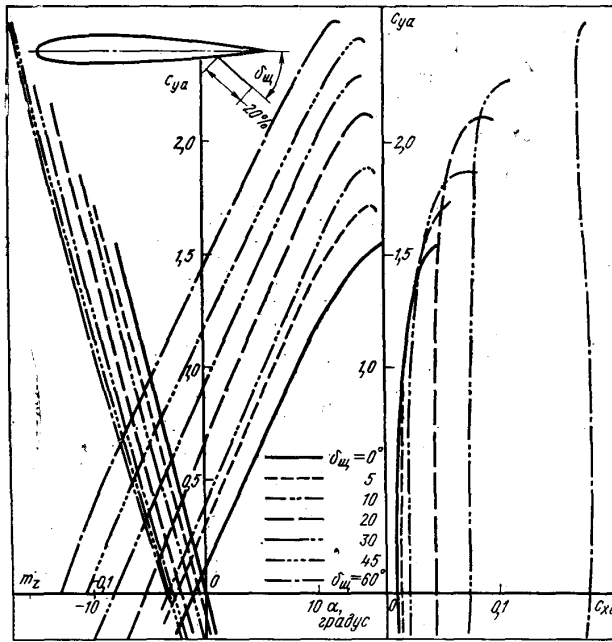


Рис. 3.9. Влияние отклонения простого щитка на изменение аэродинамических характеристик профиля NASA 23012

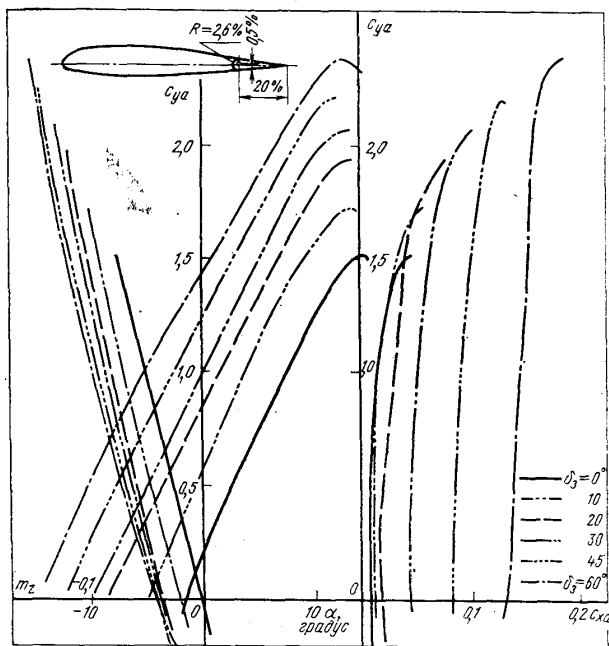


Рис. 3.10. Влияние отклонения на щелевого закрылка на изменение аэродинамических характеристик профиля NASA 23012

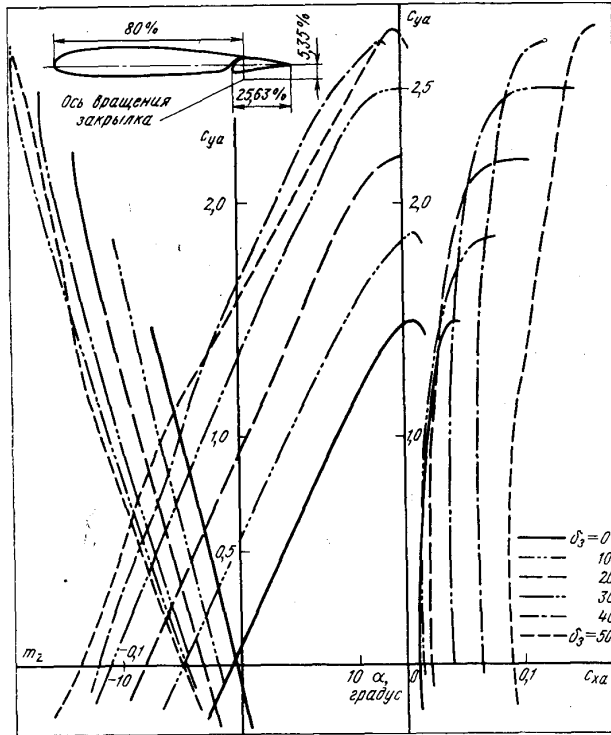


Рис. 3.11. Влияние отклонения щелевого закрылка (с фиксированной осью вращения) на изменение аэродинамических характеристик профиля NASA 23012

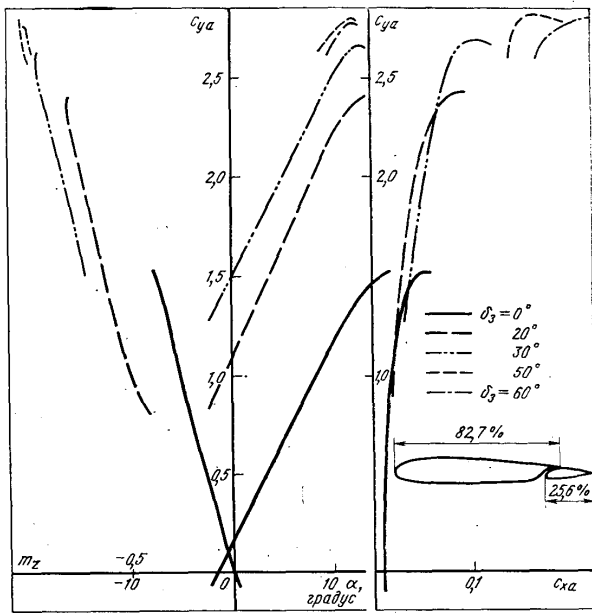


Рис. 3.12. Влияние отклонения выдвигного щелевого закрылка (с нефиксированной осью вращения) на изменение аэродинамических характеристик профиля NASA 23012

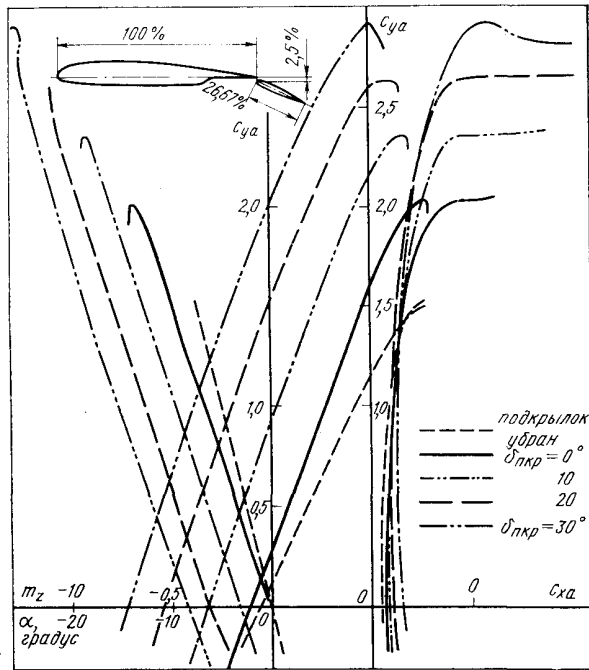


Рис. 3.13. Влияние отклонения выдвижного подкрылка на изменение аэродинамических характеристик профиля $NACA\ 23012$

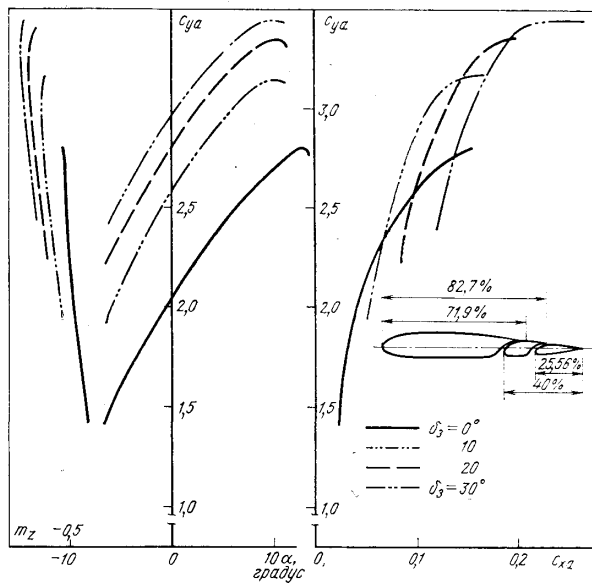


Рис. 3.14. Влияние отклонения дополнительного выдвижного щелевого закрылка (оси вращения не фиксированные) на изменение аэродинамических характеристик профиля $NACA23012$ (при отклонении основного закрылка на 30°)

Как отмечалось выше, отклонение щитков или закрылков, расположенных в области задней кромки профиля (без выдвижения, т. е. без увеличения площади крыла) сопровождается увеличением коэффициента подъемной силы, практически одинаковым на всех углах атаки линейного участка зависимости $C_{y\alpha} = f(\alpha)$.

Для каждого вида механизации существует определенный угол отклонения, при котором имеет место наибольшее приращение коэффициента подъемной силы. Обычно этот угол тем меньше, чем больше эффективность механизации, т. е. способность увеличивать подъемную силу C_y . Дальнейшее увеличение угла отклонения не способствует увеличению подъемной силы в связи с тем, что на верхней поверхности закрылка возникает отрыв потока. Если об эффективности механизации судить по приращению максимальной подъемной силы $C_{y_{max}}$, то, как видно из рис. 3.15, для щитков и нещелевых закрылков угол отклонения, свыше которого не происходит приращения подъемной силы, равен 60° , а для щелевых закрылков и выдвижных подкрылков он оказывается соответственно равным 50 и 35° .

Наибольшими приращениями подъемной силы обладают выдвижные подкрылки как при больших, так и при малых (характерных для взлета) углах отклонения. Следует заметить, что в случае выдвижных подкрылков большая доля приращения подъемной силы при всех углах отклонения вызывается увеличением площади крыла за счет их выдвижения (см. значение $C_{y_{сшт}}$ при $\delta_{кр} = 0$ на рис. 3.15).

Увеличение подъемной силы при сохранении величины производной $C_{y\alpha}$, естественно, сопровождается увеличением отрицательного значения угла нулевой подъемной силы α_0 . При этом чем больше

эффективность механизации, т. е. приращение подъемной силы, тем большие значения ΔC_{ya} достигаются при ее отклонении. Даже когда максимальные подъемные силы C_{ya}^{max} сравниваемых видов механизации одинаковы, на линейном участке зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$ (взлетно-посадочные режимы полета) преимущество в коэффициенте подъемной силы будет у того вида механизации, у которого значение ΔC_{ya} больше. Из рис. 3.16 видно, что в этом отношении закрылки выгодно отличаются от щитков.

Другой величиной, связанной с эффективностью механизации, является значение угла атаки, при котором достигается максимальное значение подъемной силы α_{cr} . Как уже указывалось выше, отклонение щитков или закрылков эквивалентно увеличению кривизны профиля. Поэтому чем больше механизация увеличивает кривизну профиля, тем эффективнее она оказывается в увеличении подъемной силы. Однако при этом будет уменьшаться угол атаки, при котором возникает отрыв потока на верхней поверхности профиля. В соответствии с этим из ряда приведенных зависимостей можно видеть, что чем эффективнее механизация, тем больше уменьшается α_{cr} . Это означает, что применение высокоэффективных видов механизации должно осуществляться совместно с предкрылками, которые затягивают срыв потока на большие углы атаки, т. е. увеличивают α_{cr} .

Увеличение подъемной силы, вызванное отклонением механизации, сопровождается увеличением профильного сопротивления.

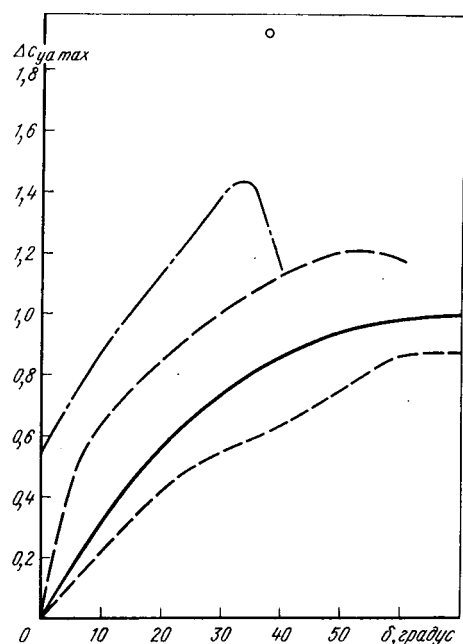


Рис. 3.15. Приращение коэффициента максимальной подъемной силы профиля NASA 23012 в зависимости от угла отклонения различных видов механизации:

————— простой щиток, $\Delta b = 20\%$;
 - - - - - нецелевой закрылок, $\Delta b = 20\%$;
 - · - · - · выдвигной щелевой закрылок, $\Delta b = 25,6\%$;
 - - - - - выдвигной подкрылок, $\Delta b = 26,67\%$;
 · - · - · выдвигной подкрылок, $\Delta b = 30\%$;
 ○ — двойной выдвигной закрылок (основной закрылок, $\Delta b = 40\%$; $\Delta b = 30^\circ$; дополнительный закрылок $\Delta b_2 = 25,6\%$; $\Delta b_2 = 40^\circ$)

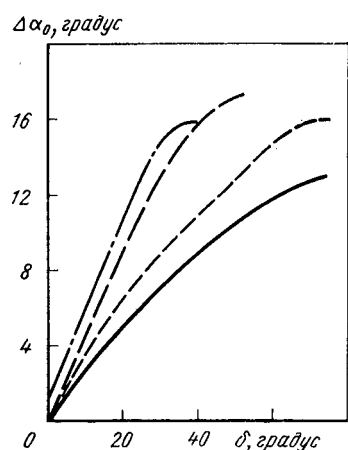


РИС. 3.16. Приращение угла нулевой подъемной силы профиля NASA 23012 в зависимости от угла отклонения различных видов механизации:

————— простой щиток; $\Delta \alpha_0 = 17\%$;
 - - - - - нецелевой закрылок, $\Delta \alpha_0 = 20\%$;
 - · - · - · выдвигной щелевой закрылок, $\Delta \alpha_0 = 25,6\%$;
 - - - - - выдвигной подкрылок, $\Delta \alpha_0 = 26,67\%$

На рис. 3.17 приведены зависимости $\Delta C_{x,d} = f(\alpha)$, по которым можно приближенно судить о том, как отклонение того или иного вида механизации изменяет профильное сопротивление профиля. В данном случае приращение $\Delta C_{x,d}$ получено как разность между значениями $C_{x,d}$ при $C_{ya} = 0$ профиля с отклоненной на определенный угол механизацией и значением $C_{x,d}$ при $C_{ya} = 0$ профиля при не отклоненной механизации.

При совершении взлета увеличение профильного сопротивления является нежелательным, и щитки в этом отношении являются наименее выгодными из всех видов механизации. При совершении посадки увеличение профильного сопротивления может оказывать как положительную (например, сокращение длины пробега), так и отрицательную роль (например, увеличение вертикальной скорости снижения). Сравнительно небольшое приращение профильного сопротивления при отклонении щелевых закрылков и выдвижных подкрылков (см. рис. 3.17) может быть увеличено на режимах посадки с помощью отклонения дополнительного закрылка на больший угол, чем основной закрылок. В этом случае увеличение профильного сопротивления будет сопровождаться еще и дополнительным увеличением подъемной силы.

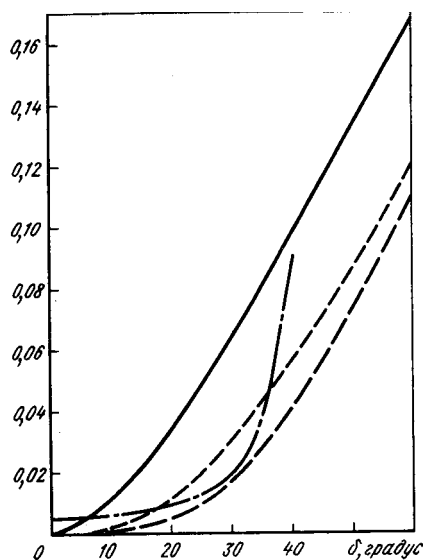


Рис. 3.17. Приращение профильного сопротивления профиля NACA 23012 в зависимости от угла отклонения различных видов механизации:

- простой щиток, $B = 20\%$;
- - - - - нещелевой закрылок, B^{\wedge}
- = 20%; ————— подвижной щелевой закрылок, $B^{\wedge} = 25,6\%$;
- подвижной подкрылок $B_{\text{ц}}^{\wedge} = 26,67\%$

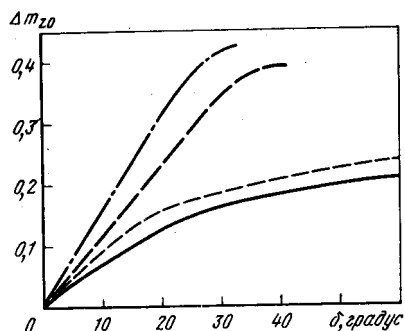


Рис. 3.18. Приращение коэффициента момента тангажа профиля NACA 23012 в зависимости от угла отклонения различных видов механизации:

- простой щиток, $B = 20\%$;
- - - - - нещелевой закрылок, $B^{\wedge} = 20\%$;
- подвижной щелевой закрылок, $B^{\wedge} = 25,6\%$;
- подвижной подкрылок, $B = 26,67\%$

Изменения в распределении давления по контуру профиля (см. рис. 3.2), которые происходят при отклонении щитков или закрылков, с одной стороны, приводят к увеличению подъемной силы, а с другой — к смещению центра давления и соответствующему увеличению пикирующего момента. Увеличение пикирующего момента (при всех значениях C_{y0} и различных углах отклонения щитков или закрылков) происходит главным образом вследствие увеличения момента при нулевой подъемной силе m_{z0} , так как производная

m^{\wedge} практически не изменяется (см. рис. 3.9—3.14). Что касается выдвижных подкрылков, то изменение наклона зависимостей $tlz = f(C_{ya})$ и $C_{z,a} =$

$= f(\delta)$ (рис. 3.13) вызывается увеличением площади за счет выдвижения подкрылка. Если в этом случае аэродинамические коэффициенты будут вычислены по увеличенной площади, а не по исходной, то величины m^{\wedge} и $C_{z,a}$ практически не изменятся. Простые щитки и нещелевые закрылки вызывают относительно небольшое увеличение m^{\wedge} . Выдвижные щелевые закрылки и подкрылки более существенно влияют на увеличение m^{\wedge} (рис. 3.18). Это означает, что применение выдвижных щелевых закрылков и подкрылков должно приводить к увеличению нагрузки на оперение. Поэтому сравнение (в системе самолета нормальной схемы) эффективности того или иного вида механизации сточки зрения наибольшей подъемной силы следует вести не по величине $C_{y_{\text{Пд}}}$ — который имеет профиль с отклоненной механизацией, а по эффективному значению $C_{y_{\text{атах}}}$, полученному с учетом потребной отрицательной подъемной силы оперения. При этом величина отрицательной подъемной силы оперения должна определяться с учетом скоса и торможения потока при отклоненной механизации в области горизонтального оперения.

3.2.3. Влияние геометрических параметров механизации на аэродинамические характеристики • профиля

Анализ большого количества результатов экспериментальных исследований позволяет проследить некоторые общие закономерности во влиянии геометрических параметров механизации на аэродинамические характеристики профиля. В первую очередь это иллюстрируется зависимостями $\Delta c_{ya \max}$; $L_{сх}$, и $c^{\wedge} = f(\beta)$ для профилей NACA 230 с относительными толщинами $c = 12, 21$ и 30% на рис. 3.19—3.30.

Увеличение хорды щитков или закрылков приводит к увеличению приращения $\Delta c_{ya \max}$. Однако это увеличение постепенно убывает. Для каждого вида механизации характерны такие значения хорд, при которых наиболее полно сочетается максимальная эффективность и конструктивная простота. Отклонение от этих значений в сторону уменьшения хорды приводит к ухудшению аэродинамических характеристик, а отклонение в сторону увеличения хорды, давая лишь незначительное улучшение аэродинамических характеристик, вызывает возрастание конструктивных трудностей. Для простых щитков и нещелевых закрылков оптимальные значения хорд лежат в области 20% . Для щелевых закрылков и выдвигаемых подкрылков эти значения соответственно равны 25 и 30% .

Кроме того, увеличение хорды щитков или закрылков сопровождается уменьшением значения угла или отклонения, при котором наблюдается максимальное приращение подъемной силы. Например, для щитков и нещелевых закрылков максимальный угол их отклонения не должен превышать 60° , так как незначительный выигрыш в $L_{сх}/a$ не компенсирует очень сильного возрастания профильного сопротивления.

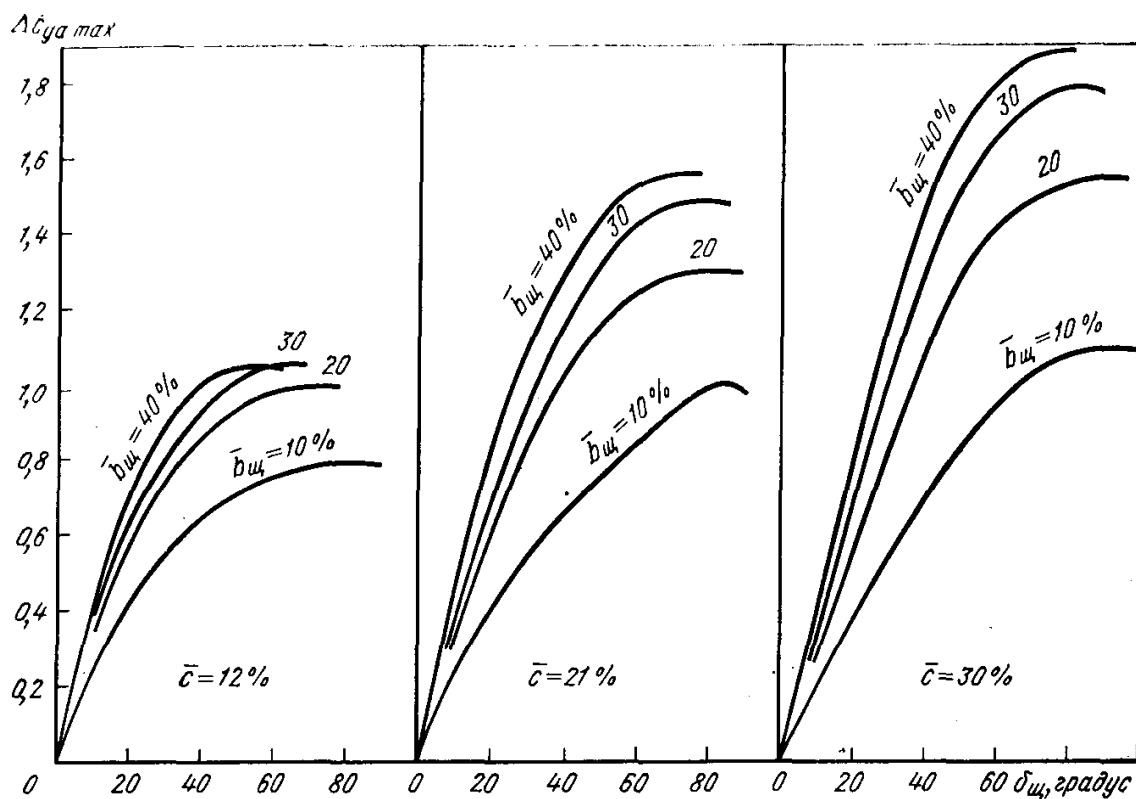


Рис. 3.19. Зависимости приращения коэффициента максимальной подъемной силы профилей серии NACA 230 от угла отклонения простых щитков с различными относительными хордами

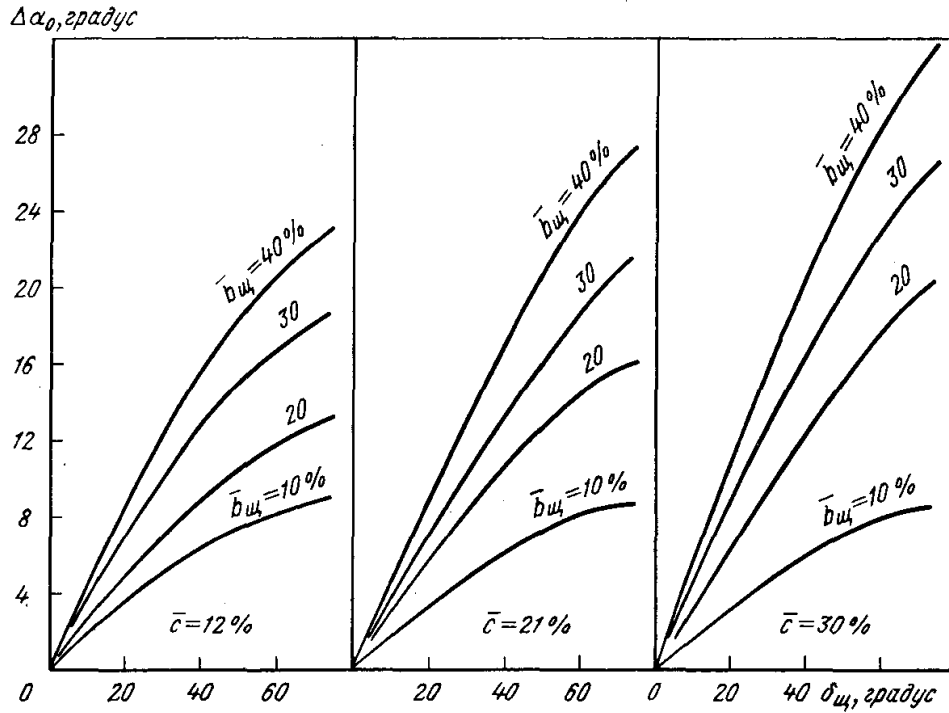


Рис. 3.20. Зависимость приращения угла нулевой подъемной "силы" профилей серии NACA 230 от угла отклонения простых щитков с различными относительными хордами

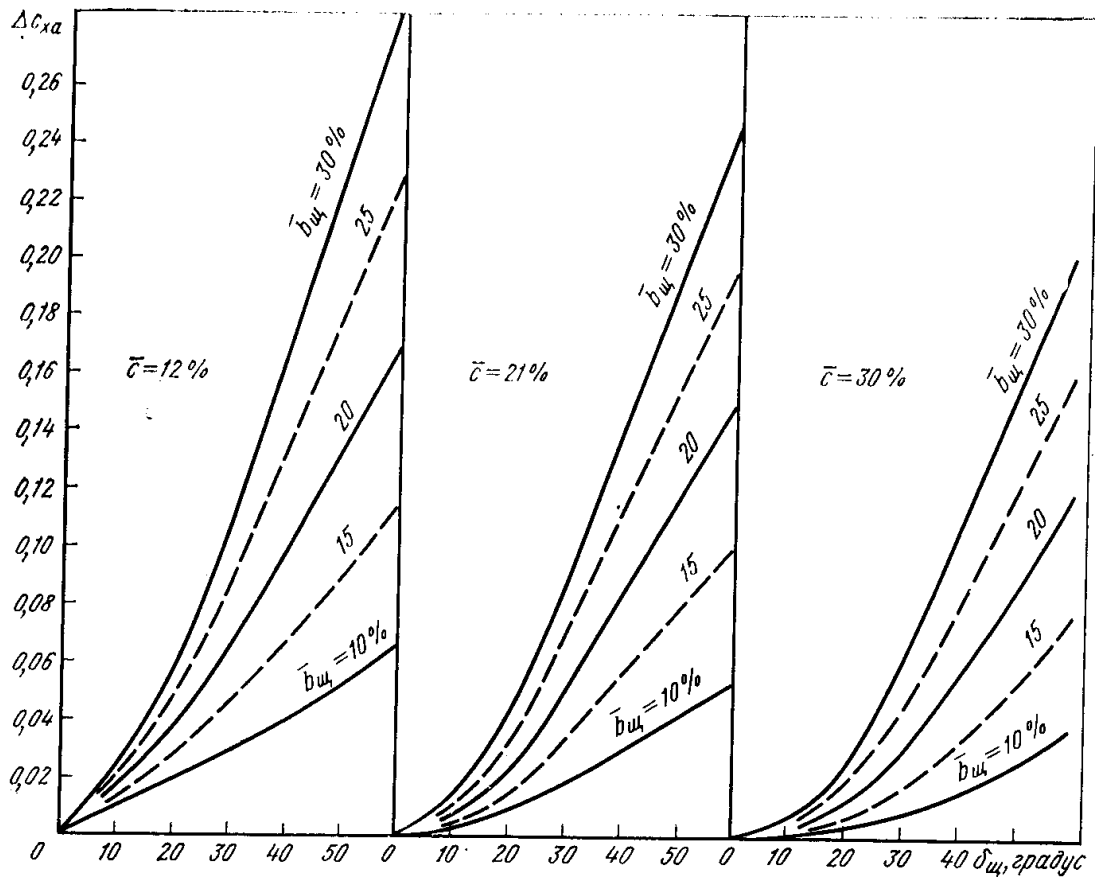


Рис. 3.21. Зависимость приращения профильного сопротивления профилей серии NACA 230 от угла отклонения простых щитков с различными относительными хордами

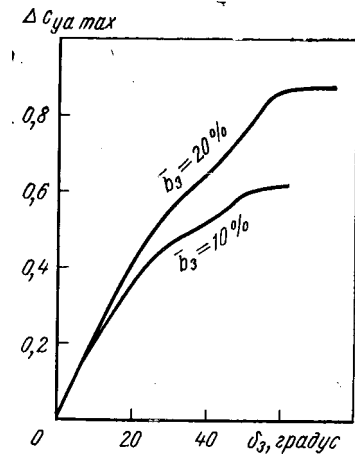


Рис. 3.22. Зависимость приращения коэффициента максимальной подъемной силы профиля NASA 23012 от угла отклонения нещелевых закрылков с различными относительными хордами

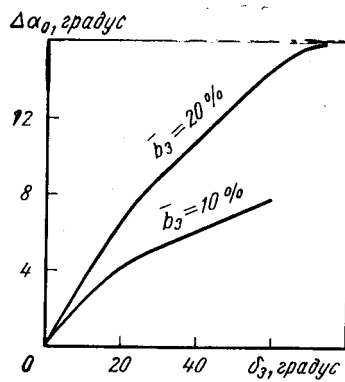


Рис. 3.23. Зависимость приращения угла нулевой подъемной силы профиля NASA 23012 от угла отклонения нещелевых закрылков с различными относительными хордами

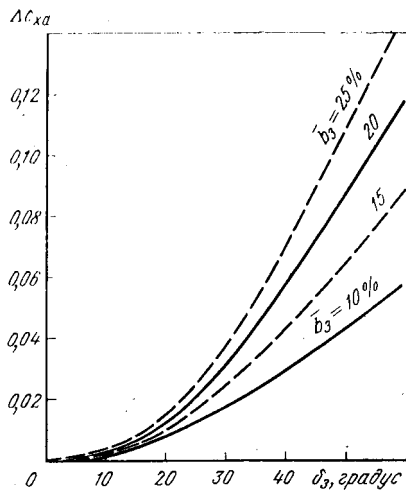


Рис. 3.24. Зависимость приращения коэффициента профильного сопротивления профиля NASA 23012 от угла отклонения нещелевых закрылков с различными относительными хордами

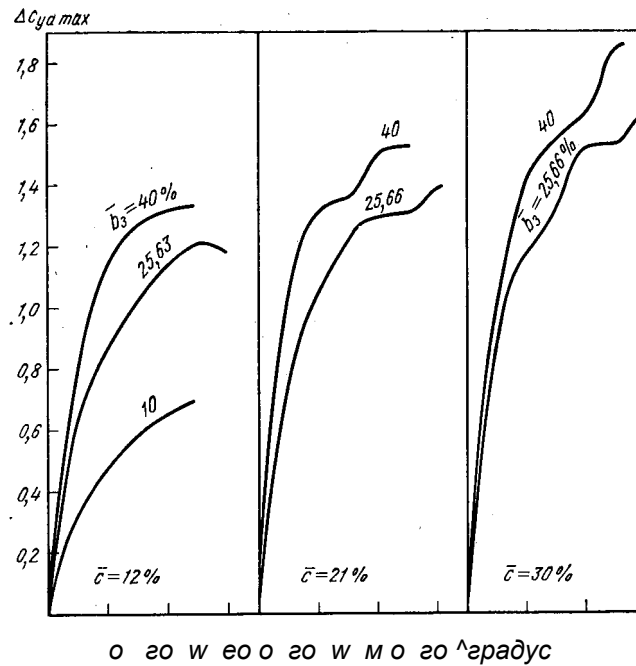


Рис. 3.25. Зависимость приращения коэффициента максимальной подъемной силы профилей серии NASA 230 от угла отклонения выдвижных щелевых закрылков с различными относительными хордами (ось вращения закрылка нефиксированная)

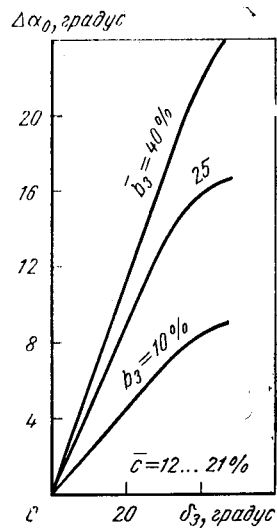


Рис. 3.26. Зависимость приращения угла нулевой подъемной силы профилей серии NASA 230 от угла отклонения выдвижных щелевых закрылков с различными относительными хордами (ось вращения закрылка нефиксированная)

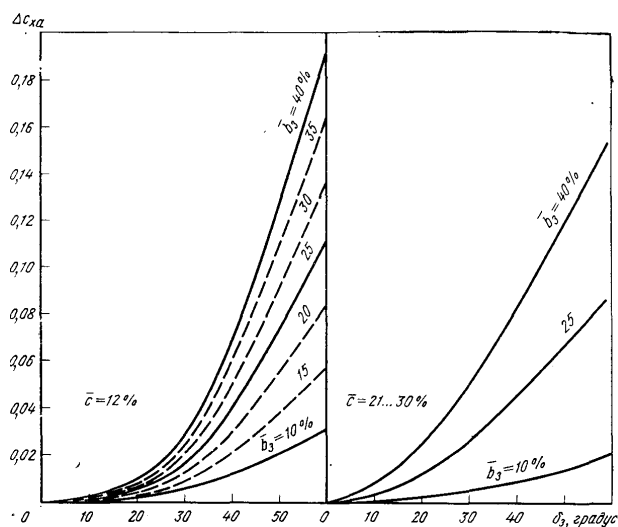


Рис. 3.27. Зависимость приращения профильного сопротивления профилей серии NASA 230 от угла отклонения выдвижных щелевых закрылков с различными относительными хордами (ось вращения закрылка нефиксированная)

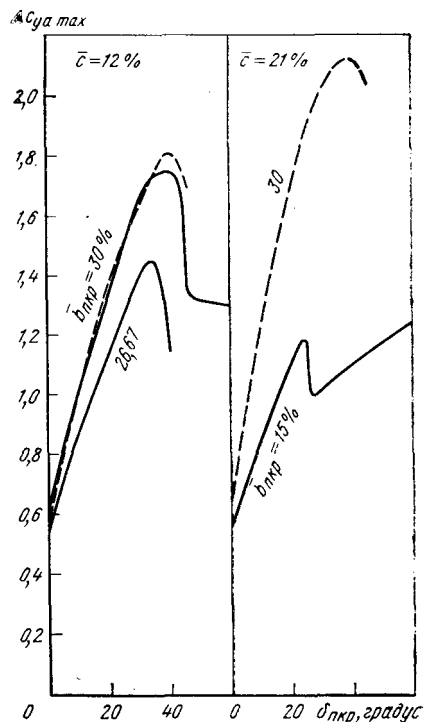


Рис. 3.28. Зависимость приращения коэффициента максимальной подъемной силы профиля от угла отклонения выдвижных подкрылков с различными относительными хордами:

————— профиль серии NASA 230; —————
 ————— профиль серии NASA 00

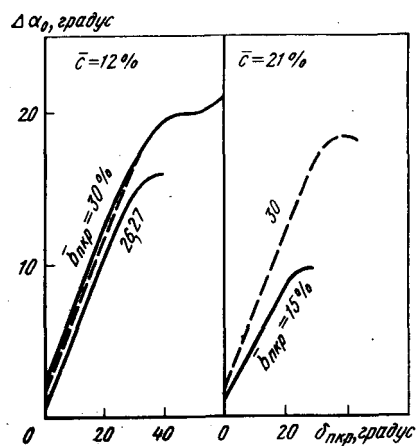


Рис. 3.29. Зависимость приращения угла нулевой подъемной силы профиля от угла отклонения выдвижных подкрылков с различными относительными хордами:

————— профиль серии NASA 230;
 ————— профиль серии NASA 00

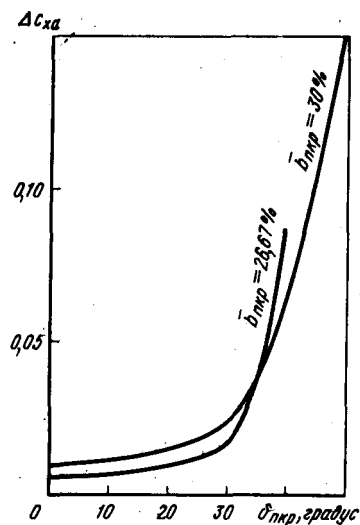


Рис. 3.30. Зависимость приращения коэффициента профильного сопротивления профиля NASA 23012 от угла отклонения выдвижных подкрылков с различными относительными хордами

Из сказанного, однако, не следует, что оптимальные величины хорды и углов отклонения как щитков, так и других видов механизации должны непременно оставаться неизменными вдоль размаха крыла самолета. При аэродинамической компоновке крыла с механизацией иногда приходится прибегать к тому, чтобы хорда и угол отклонения щитка или закрылка изменялись по размаху. Эта мера дает возможность управлять

положением отрыва, а следовательно, и величиной C_{ya} тах крыла. Тем не менее в среднем сечении щитков или закрылок должны иметь все же оптимальные или близкие к ним значения хорды и угла отклонения.

В большинстве случаев увеличение относительной толщины профиля сопровождается возрастанием приращения $A_{суд}$ при отклонении механизации, расположенной в области его задней кромки. Следует иметь в виду, что максимальная подъемная сила обычных профилей без механизации, как правило, возрастает при увеличении относительной толщины до 12—15 %, а потом начинает уменьшаться. Механизация же сглаживает это влияние относительной толщины профиля. Кроме того, увеличение толщины профиля сопровождается увеличением угла отклонения щитков или закрылков данной хорды, при котором достигается наибольший прирост максимальной подъемной силы (см. рис. 3.19—3.27).

На примере профиля со щитком (см. рис. 3.20 и 3.21) можно видеть, что значения $L_{ст}$, с увеличением толщины профиля возрастают, а значения $L_{сда}$ уменьшаются. Увеличение хорды щитков ведет к возрастанию значений как $A_{ю}$, так и $L_{с^a}$.

Характер зависимостей $A_{с^a}$, $A_{х}$; $A_{к}$, и $A_{с}$, $= - /$ (6а) профиля с выдвигаемыми щелевыми закрылками при различных значениях их хорды и относительной толщины профиля, оказывается такими же, как и для профиля с простым щитком. При этом количественные значения приращений и в первую очередь подъемной силы и момента тангажа, оказываются иными и зависящими от формы самого профиля и от формы закрылка (см. рис. 3.31).

Аэродинамические характеристики профиля с щелевым закрылком (с выдвигаемым и с фиксированной осью вращения) в большой мере зависят от ширины выходного участка щели, формы ее контура (как самой щели, так и закрылка), а также от положения закрылка относительно основной части профиля или положения оси вращения закрылка, если последний имеет фиксированную ось. Особенно сильно эти параметры влияют на приращение подъемной силы и значительно меньше на приращение угла нулевой подъемной силы и профильного сопротивления.

Систематические исследования, проведенные с профилем NACA 23012, иллюстрируют влияние формы щелевого закрылка (при нефиксированной оси вращения) на приращение коэффициента максимальной подъемной силы в зависимости от угла отклонения закрылка (рис. 3.32). Наиболее эффективным оказывается закрылок 3, носик которого при отклонении описывает наивыгоднейшую траекторию, которая обеспечивает оптимальную ширину щели между основной частью профиля и закрылком при различных углах его отклонения. Форма траектории движения носика закрылка отличается от дуги окружности и не может быть воспроизведена путем вращения закрылка относительно одной фиксированной оси. Для движения носика закрылка по наивыгоднейшей траектории положение оси вращения должно изменяться. Форма щели и контура закрылка оказывает меньшее влияние на приращение подъемной силы, если носик закрылка при его отклонении перемещается по наивыгоднейшей траектории, обеспечивающей оптимальную ширину щели между задней кромкой основной части профиля и контуром закрылка (см. рис. 3.32 и 3.33, б).

Если же закрылок имеет фиксированную ось вращения, т. е. носик закрылка описывает дугу окружности, то форма закрылка, особенно форма конца основной части профиля, оказывает значительное влияние на величину подъемной силы (см. рис. 3.33, а). При фиксированной оси вращения закрылка можно избежать уменьшения подъемной силы только для одного какого-либо угла его отклонения. Для этого ось вращения должна быть подобрана таким образом, чтобы на желаемом угле отклонения носик закрылка попадал в наивыгоднейшее положение, при котором ширина выходного участка щели между ним и основной частью профиля была бы близка к оптимальной. Опыты по исследованию [21] наивыгоднейшего фиксированного положения оси вращения закрылка на профиле NACA 23015 показали, что форма входного участка щели не оказывает влияния на оптимальное положение оси вращения, если ширина выходной щели остается неизменной (рис. 3.34).

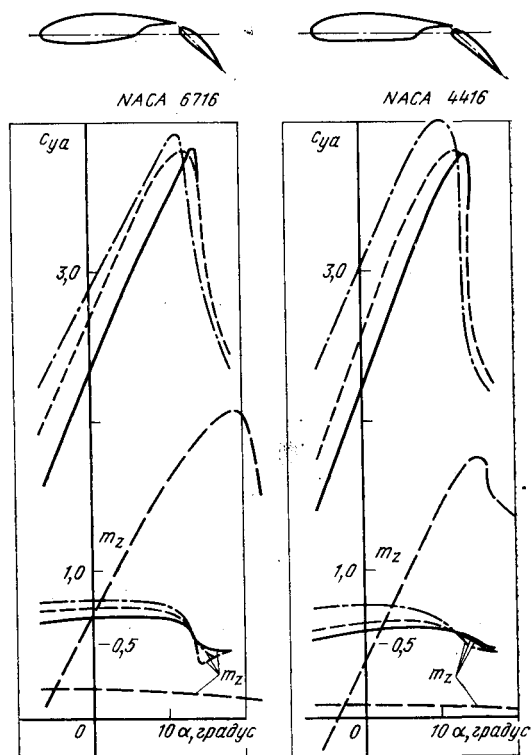


Рис. 3.31. Влияние формы контура профиля и закрылка (при различных углах его отклонения) на изменение коэффициента подъемной силы и момента тангажа (Кеь = $12 \cdot 10^6$; Мое = 0,23) при плавной форме контура входного участка I:

— $\delta_3 = 0$; — $\delta_3 = 25^\circ$; - - - $\delta_3 = 35^\circ$;

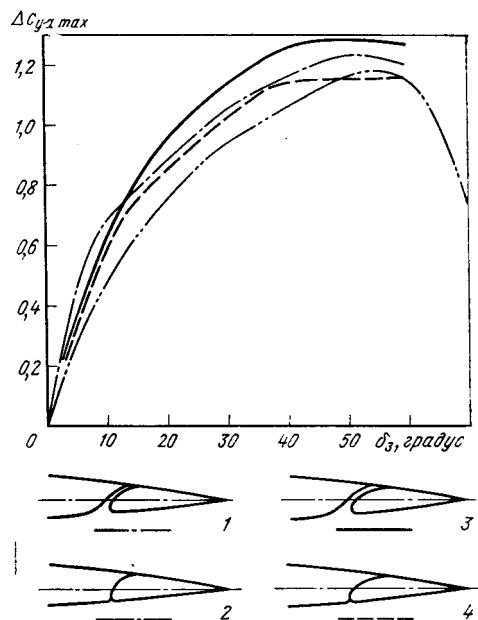


Рис. 3.32. Влияние формы закрылка (с нефиксированной осью вращения) на приращение коэффициента максимальной подъемной силы профиля NACA 23012 в зависимости от угла отклонения закрылка

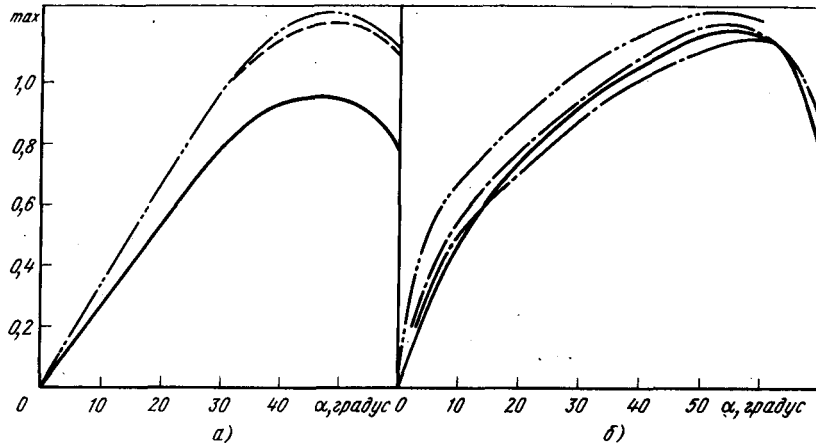
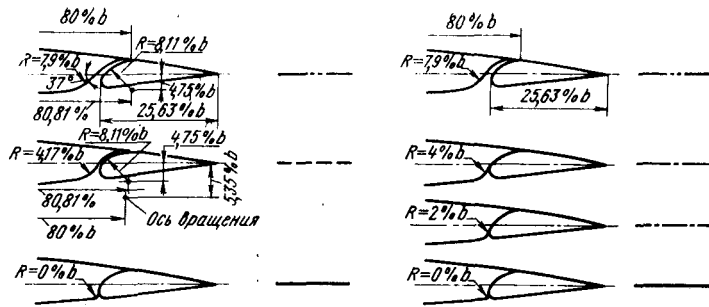


Рис. 3.33. Влияние формы входного участка щели на приращение коэффициента максимальной подъемной силы профиля NASA 23012 в зависимости от угла отклонения щелевого закрылка:

a — ось вращения закрылка фиксированная; ? — ось вращения закрылка нефиксированная

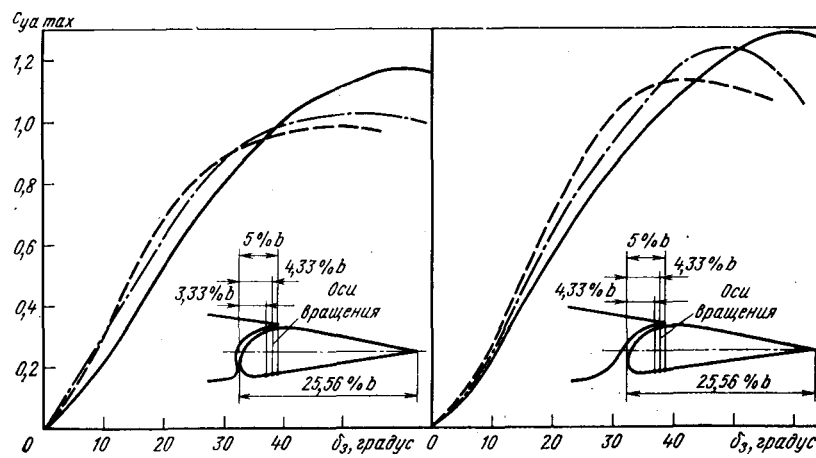


Рис. 3.34. Влияние положения оси вращения щелевого закрылка на коэффициент максимальной подъемной силы профиля NASA 23015 при различных углах отклонения закрылков с различными формами входного участка щели:

— — — — — передний центр вращения;
 — — — — — средний центр вращения;
 — — — — — задний центр вращения

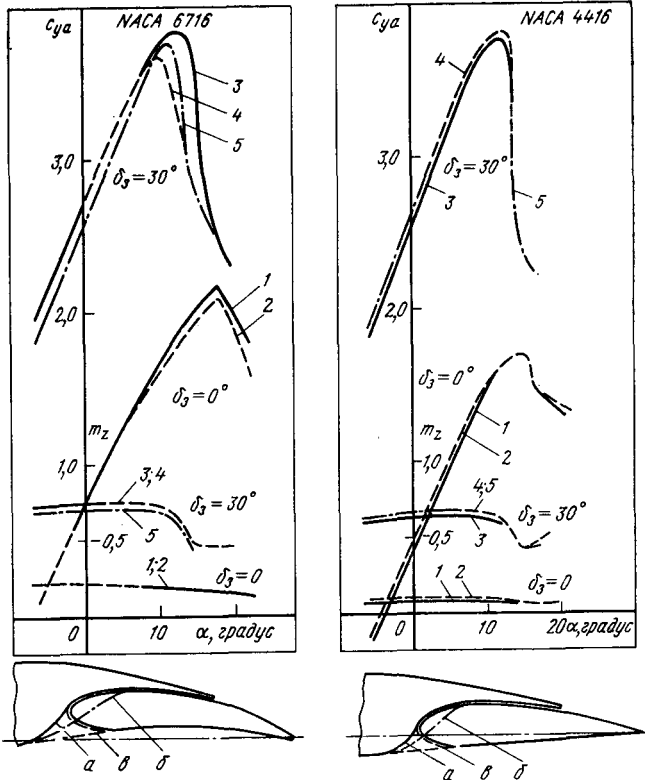


Рис 3 35. Влияние герметизации щели при $\beta_3 = 0$ и формы входного участка щели при $\beta_3 = 30^\circ$ на приращение коэффициентов подъемной силы и момента тан-гажа профиля ($Re_b = 12 \cdot 10^6$; $Mo_0 = 0,23$):

- / — не загерметизирована —————
- 1 $\beta_y = 0$; входная щель в
- 2 — загерметизирована — — — — — J
- 3 — входная щель а ————— t —
- что
- 4 — входная щель б — — — — — { "3 — ""
- 5 — входная щель в —•••••)

Форма и в особенности ширина выходного участка щели оказывает решающее влияние на приращение подъемной силы при отклонении закрылка. Форма входного участка также может оказывать некоторое влияние на аэродинамические характеристики профиля с отклоненным и не отклоненным закрылками (рис. 3.35). В этом случае было исследовано [21] три формы входного участка щели между закрылком и основной частью профиля NASA 6716 и NASA 4416 (см. схему на рис. 3.35). Входной участок щели а имеет плавную форму и достаточную ширину, которая будет увеличивать профильное сопротивление крыла при отклоненном закрылке. Это приращение при малых углах атаки $\Delta C_x \approx 0,002$. В то же время наличие щели в вызывает приращение $\Delta C_x < 0,0005$, которое, по-видимому, в большой мере определяется гидравлическим сопротивлением при просасывании воздуха с нижней поверхности профиля на верхнюю поверхность, если щель не загерметизирована. Как можно видеть из диаграммы на рис. 3.35, наличие незагерметизированной щели при не отклоненном закрылке может даже повлиять на величину подъемной силы в области нелинейного изменения зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$.

При построении контура закрылка и конца основной части профиля следует руководствоваться рядом соображений. Контур закрылка должен быть максимально плавным, обеспечивающим его безотрывное обтекание. Проще всего его образовывать плавными сопряжениями дуг окружностей с возможно большими радиусами, при этом нужно стремиться к тому, чтобы форма закрылка была близка к форме сильно несущих (при малых числах Re) профилей.

Как отмечалось выше, эффективность щелевых закрылков существенно зависит от геометрических параметров щели между основной частью крыла и закрылком в отклоненном положении.

Основными параметрами щели, влияющими на эффективность закрылков, являются следующие:

ширина щели h между задней кромкой основной части профиля и контуром закрылка, условно измеряемая в направлении, перпендикулярном к хорде основной части профиля (рис. 3.36);

участок контура закрылка в отклоненном положении, перекрытый хвостовиком основной части профиля — это расстояние d , характеризующее степень выдвижения закрылка; условно измеряется от носика закрылка (в не отклоненном положении) до задней кромки основной части профиля в направлении, параллельном хорде основной части профиля;

участок контура закрылка в убранном положении, не закрытый хвостиком части профиля — это расстояние k , определяющее вид закрылка; условно измеряется от задней кромки основной части профиля до задней кромки закрылка (в убранном положении) в направлении, параллельном хорде основной части профиля;

форма всего контура щели между основной частью профиля и закрылком в отклоненном положении.

Величины h и d (отнесенные к хорде профиля) в зависимости от относительной толщины профиля могут

быть подобраны по графикам, приведенным на рис. 3.36. Для щелевых закрылков с фиксированной осью вращения эти величины подбираются наиболее выгодными либо для взлета, либо для посадки в зависимости от назначения самолета. При подборе h и d надо иметь в виду, что определяющей величиной является ширина щели h . При подборе d необходимо следить за тем, чтобы на всем ее протяжении ширина щели до задней кромки основной части профиля плавно сужалась. Это является неперенным условием для щелевых закрылков любого вида и определяет условия безотрывного течения на выходном участке щели между основной частью профиля и отклоненным закрылком. Отклонения от значений d , приведенных на графиках, должны составлять не больше 0,5—1,0 % хорды профиля. Выбор k производится в более широких пределах (до 20 % хорды профиля) и оказывает существенное влияние на эффективность закрылков только таких форм, для которых $k = 65 \dots 80$ % от хорды закрылка.

Для выдвижных закрылков со значениями $k = 10 \dots 40$ % от хорды закрылка величину d желательно брать возможно меньшей (но не меньше радиуса носка закрылка), это способствует увеличению площади крыла при выдвижении закрылка, а следовательно, повышению его эффективности.

Форма щели между основной частью профиля и отклоненным закрылком определяется, с одной стороны, формой контура выреза в основной части профиля, а с другой — формой контура закрылка и его местом расположения относительно задней кромки основной части профиля. При построении контура закрылка можно пользоваться кривыми $L = f(x/d)$, приведенными на рис. 3.36, внося необходимые коррективы в зависимости от формы заданного профиля и особенностей кинематики выдвижения закрылка.

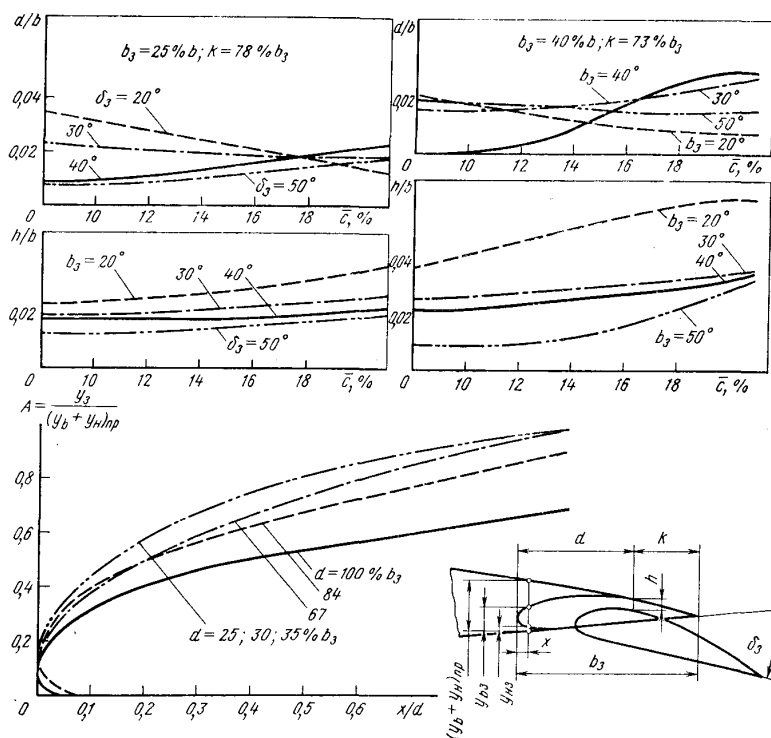


Рис. 3.36. Наиболее выгодные значения ширины щели h и расстояний d от носика закрылка до задней кромки основной части профиля (отнесенных к хорде профиля) для щелевых закрылков в зависимости от относительной толщины профиля. График для построения контуров закрылков различной формы к любому профилю

Выдвижной подкрылок в принципе является предельным случаем выдвижного щелевого закрылка (рис. 3.37). Свойства профиля с выдвижным щелевым закрылком по мере увеличения длины хвостика основной части начинают приближаться к свойствам профиля с выдвижным подкрылком. Это происходит по следующей причине. Оптимальное положение носика закрылка лежит вблизи задней кромки основной части профиля. Поэтому когда хвостик основной части профиля становится достаточно длинным, то закрылок, расположенный вблизи него, начинает существенно увеличивать хорду профиля и аэродинамические характеристики начинают изменяться вследствие увеличения площади крыла. В предельном случае, когда хвостик основной части профиля перекрывает в нейтральном положении всю хорду закрылка, аэродинамические характеристики окончательно приобретают новые качества, отличные от тех, которые свойственны выдвижным щелевым закрылкам.

Зависимости, приведенные на рис. 3.37, показывают, что выдвижной подкрылок по сравнению с выдвижным щелевым закрылком, дает существенное увеличение **Лентах** только в том случае, когда хорда крыла превосходит 25 %. Учитывая ряд конструктивных трудностей, возникающих при больших значениях хорды подкрылка, оптимальной величиной его хорды следует считать 30 %.

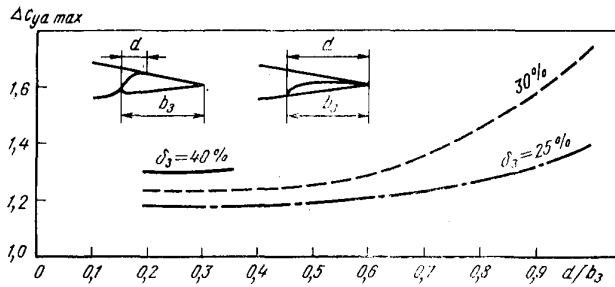


Рис. 3.37. Влияние длины хвостика основной части профиля с выдвижным закрылком на приращение коэффициента максимальной подъемной силы

Зависимости $\Delta C_y^{\max} = f(\text{бпнр})$; $L_{\text{со}} = f(\text{бпнр})$ и $C_{x, \text{с}} = f(\text{бп, п})$ профиля с выдвижным подкрылком приведены на рис. 3.28—3.30. Если подкрылок выдвинут из нейтрального положения, а угол отклонения равен нулю, то изменение характеристик вызывается увеличением площади и, отчасти, влиянием струи воздуха, протекающей через щель между профилем и закрылком. При увеличении угла отклонения подкрылка значения $L_{\text{суа max}}$ и $L_{\text{со}}$ нарастают почти линейно. Вместе с тем профильное сопротивление нарастает очень медленно. Это продолжается до такого угла отклонения подкрылка, при котором наступает срыв с его верхней поверхности. При дальнейшем увеличении угла отклонения подкрылка подъемная сила резко падает, а профильное сопротивление возрастает. Таким образом оптимальным углом отклонения выдвижного подкрылка следует считать тот угол, свыше которого имеет место падение величины $L_{\text{суа max}}$. Значение оптимального угла отклонения возрастает с увеличением хорды выдвижного подкрылка. Влияние формы выдвижного подкрылка и щели между ним и профилем на аэродинамические характеристики подробно исследовано на прямоугольном крыле $\lambda = 5$ с профилями NACA 0012 и NACA 0021 при числе $Re = 1,1 \cdot 10^6$.

Основные геометрические параметры исследованных выдвижных подкрылков приведены в табл. 3.1, а схема подкрылка и некоторые результаты испытаний на рис. 3.38.

Исследования показали, что как форма выдвижного подкрылка, так и ширина щели между ним и профилем влияют на приращение максимальной подъемной силы. Оказывается, что почти все из испытанных подкрылков могут при соответствующей ширине щели обеспечивать такие приращения $L_{\text{с}}^{\Delta}$, величины которых практически мало отличаются друг от друга. Разница заключается в том, что для одних подкрылков максимальные приращения $L_{\text{с}}^{\Delta}$ имеют место в узком диапазоне значений ширины щели, между подкрылком и крылом, в то время как для других подкрылков это имеет место в диапазоне более широкого изменения ширины щели. Последние подкрылки являются наилучшими, так как они упрощают конструирование подкрылка и дают гарантию получения надежного прироста подъемной силы на различных углах атаки крыла.

Таблица 3.1

Вариант выдвижного подкрылка и его обозначение на рис. 3.38	$\delta, \%$	Геометрические параметры ВЫДВИЖНОГО подкрылка $\delta, \%$	Щелевые параметры подкрылка $l, \%$	$\Delta C_y^{\max}, \%$
№ 1 —————	12,9	23	3,3	20
№ 2 —————	13,0	23,5	4,9	23
№ 3 - - - - -	12,1	33	4,1	33
№ 4 ———●———	17,2	24	4,8	19
№ 5 —●—●—●—	17,2	25	6,2	21
№ 6 ———●●———	16,1	35	5,6	32

Все изложенные выше исследования с выдвижными подкрылками были поставлены таким образом, что подкрылок устанавливался в крайнем заднем положении (в котором центр окружности носика подкрылка располагался под задней кромкой крыла), от которого он отклонялся на различные углы. В действительности на крыле самолета подкрылки из прижатого под крылом положения начинают выдвигаться, описывая определенную траекторию при нарастании угла отклонения. Крайне заднее положение, при котором достигается наибольший угол отклонения, обычно соответствует посадочному положению подкрылка. Взлетное положение подкрылка может соответствовать промежуточному положению по траектории

выдвижения подкрылка и тому углу отклонения, который при этом положении имеет место (траектория выдвижения подкрылка и углы его отклонения определяются конструкцией выдвигающих механизмов).

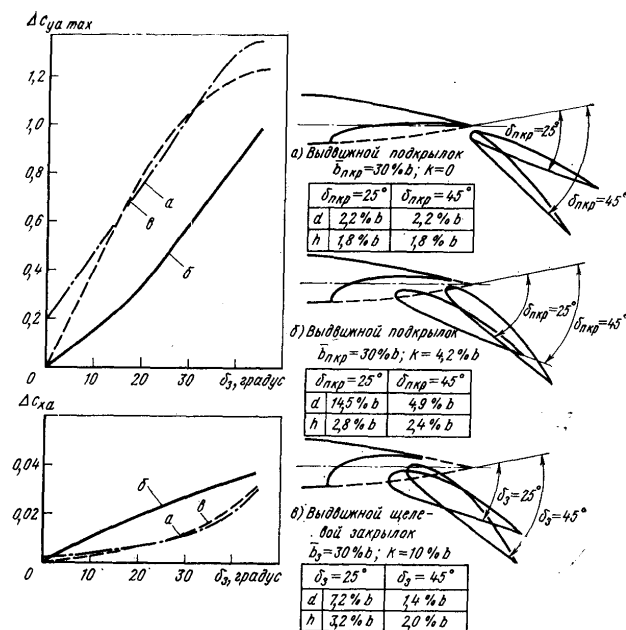
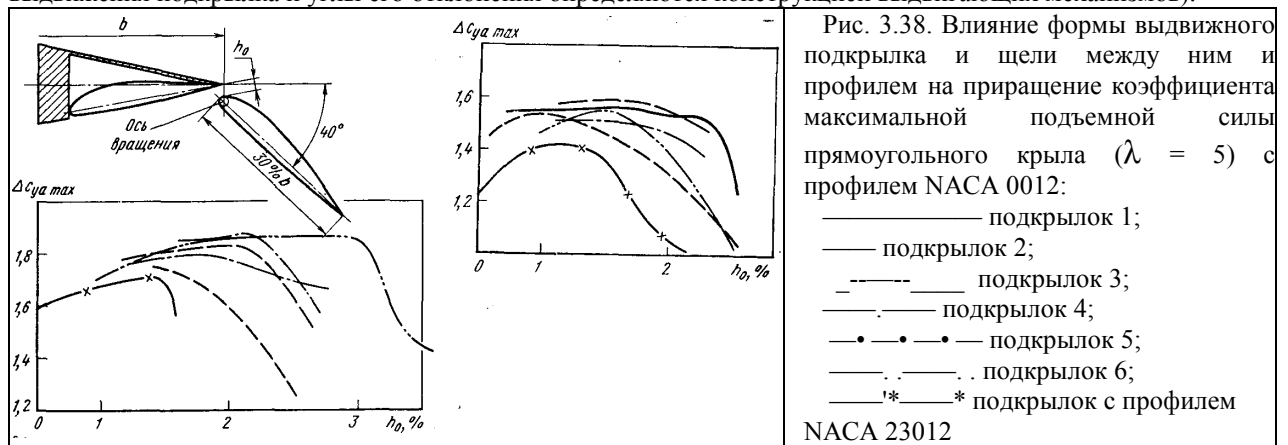


Рис. 3.39. Сравнение приращений аэродинамических характеристик профиля с выдвижными закрылками и подкрылками на различных стадиях их выдвижения

На рис. 3.39 приведено сравнение различных случаев выдвижения подкрылков. Если центр окружности носика подкрылка в отклоненном положении находится перед задней кромкой профиля (см. схему б на рис. 3.39), то между нижней поверхностью профиля и отклоненным подкрылком образуется участок щели с расширением, в котором возникает срыв потока, уменьшающий эффективность подкрылка. Из рис. 3.39 видно, что это обстоятельство приводит к значительному уменьшению приращения коэффициента подъемной силы и к увеличению приращения коэффициента лобового сопротивления.

Из рис. 3.39 также видно, что эффективность выдвижного щелевого закрылка (см. кривую а на рис. 3.39) при достаточно большом выдвижении и правильной форме щели может практически равняться эффективности выдвижного подкрылка (см. кривую а на рис. 3.39), у которого в отклоненном положении центр окружности носика расположен под задней кромкой профиля. При равной эффективности величина выдвижения щелевого закрылка все же меньше, чем у выдвижного подкрылка, поэтому применение выдвижного щелевого закрылка в ряде случаев оказывается более рациональным, чем применение выдвижного подкрылка.

3.3. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА КОНЕЧНОГО РАЗМАХА ОБЫЧНОГО УДЛИНЕНИЯ

В большинстве случаев на крыле конечного размаха механизация располагается только на отдельных его частях. В области задней кромки механизация обычно занимает часть размаха между бортом фюзеляжа и элероном. Если на этом участке располагаются gondолы двигателей, то размах крыла, занятый механизацией, еще более сокращается. Механизация крыла в области его передней кромки может располагаться вдоль всего размаха, исключая только части, занятые фюзеляжем и gondолами. Эти обстоятельства приводят к тому, что по сравнению с результатами, полученными на профиле (крыло бесконечного размаха), эффективность механизации на крыле конечного размаха оказывается заметно меньшей. Уменьшение эффективности механизации на крыле конечного размаха еще связано с тем, что участки ее размаха, близкие к торцам, оказывают меньшее воздействие на крыло, чем участки, удаленные от торцов. Вместе с этим качественный

характер изменения аэродинамических характеристик крыла конечного размаха при отклонении механизации оказывается таким же, каким он наблюдается в условиях крыла бесконечного размаха.

Для прямых крыльев конечного размаха с удлинением $\lambda > 4 \dots 5$, сечения которых в области расположения механизации обтекаются плоскопараллельным потоком, созданы приближенные методы расчета, позволяющие определять изменение его аэродинамических характеристик при отклонении механизации. Эти методы основаны на использовании экспериментально полученных данных для профиля с механизацией.

Как известно, стреловидное крыло даже при малых углах атаки обтекается пространственным потоком. С увеличением углов атаки пространственность его обтекания существенно увеличивается, и на углах атаки, при которых используется механизация (взлетно-посадочные режимы полета) пространственное обтекание исключает использование данных, полученных для профиля с механизацией в условиях плоскопараллельного обтекания при описании аэродинамических характеристик в сечениях стреловидного крыла. В связи с этим при определении аэродинамических характеристик стреловидного крыла с механизацией приходится в основном опираться на экспериментальные исследования.