

УДК 629.735.33

Применение адаптивной механизации крыла на легком транспортном самолете

Губский В. В.

Центральный аэрогидродинамический институт имени Н.Е. Жуковского, «ЦАГИ», ул.

Жуковского, 1, г. Жуковский, Московская область, 140180, Россия

e-mail: Vitaly.Gubsky@tsagi.ru

Аннотация

В работе представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований по повышению эффективности взлётно-посадочной механизации модели легкого транспортного самолета. Дана оценена эффективность применения адаптивной механизации, одним из основных элементов которой является поворотная хвостовая часть крыла, расположенная над закрылком.

По результатам проведенного эксперимента можно сделать следующие выводы, что модификация двухщелевых закрылков повышает их эффективность, а вариант механизации с адаптивными однощелевыми закрылками лишь незначительно уступает обычному двухщелевому закрылку по несущим свойствам и имеет с ним практически одинаковые другие аэродинамические характеристики.

Таким образом, анализ результатов расчетов и эксперимента позволяет рекомендовать для конструкторской проработки вариант адаптивной механизации.

Ключевые слова: легкий транспортный самолет, адаптивная механизация крыла, эффективность, аэродинамическая труба

Разработка эффективной взлетно-посадочной механизации крыльев современных самолетов остается актуальной и сложной задачей аэродинамики. Эти режимы у современных самолетов становятся все более сложными из-за увеличения взлетной массы, скорости и ужесточения требований, обеспечивающих безопасность полетов. В связи с этим большое практическое значение представляют исследования по разработке более совершенных видов механизации, обеспечивающей потребности разрабатываемых перспективных самолетов.

Основными резервами улучшения несущих характеристик механизированного крыла, если не рассматривать энергетические способы повышения подъемной силы, являются увеличение площади механизации, числа звеньев закрылка и степени его выдвижения. Когда решаются задачи короткого взлета и посадки (КВП) или взлета с неподготовленного аэродрома самолетов с относительно большой взлетной массой, возникают трудности с обеспечением требуемого уровня взлетно-посадочных характеристик, особенно при создании самолетов палубного базирования и транспортных самолетов КВП.

Возможности обычных однощелевых или многощелевых закрылков, как известно, ограничены. На однощелевом закрылке при угле его отклонении $\delta_3 \leq 40^\circ$ приращение коэффициента подъемной силы является максимальным и при дальнейшем увеличении угла прекращается вследствие развития интенсивных срывов потока на закрылке. Одной из причин этого является то обстоятельство, что хвостовой участок верхней поверхности основной части крыла слабо искривлен, вследствие чего воздух, проходящий через щель, должен резко изменить направление при большом угле отклонения закрылка, что и приводит к интенсивным отрывам. Эту проблему может решить путем отклонения или искривления хвостового участка основной части профиля, обеспечивая безотрывное обтекание щелевого закрылка до больших углов его отклонения. Применение этой, так называемой адаптивной механизации, приводит к увеличению приращения подъемной силы [1].

Возможны различные конструктивные решения задачи увеличения кривизны хвостового участка основной части крыла на взлетно-посадочных режимах: механическое изменение формы хвостового участка основной части крыла при выдвижении закрылка на режимах взлета и посадки с помощью гибких поверхностей, управляемых специальным механизмом, или с помощью шарнирных устройств, отклоняющих вниз хвостовой участок основной части крыла.

В работе представлены результаты расчетно- экспериментальных исследований мероприятий по повышению эффективности взлетно-посадочной механизации модели легкого транспортного самолета (ЛТС). Наряду со штатными вариантами отклонения обычных двухщелевых закрылков на углы 20° (взлетное положение) и 32° (посадочное положение) рассмотрены возможности отклонения закрылка на большие углы ($\delta_3 = 35^\circ$ и 40°), за счет оптимизации размеров щелей между дефлектором и основной частью и применения адаптивной механизации, одним из основных элементов которой является поворотная хвостовая часть крыла, расположенная над закрылком.

Расчетные исследования проведены при помощи вычислительного пакета FINE/Hexa™ компании NUMECA Int. (Бельгия), Основанного на численном решении двумерных уравнений Навье-Стокса при обтекании крылового механизированного профиля потоком вязкой несжимаемой жидкости. Расчеты проведены при различных положениях закрылка, хвостовой части крыла, числах $M=0.15$ и $Re=(1.0\div 10)\times 10^6$.

Геометрические параметры механизированных профилей.

Двухщелевой закрылок с фиксированным дефлектором имеет относительную хорду $\bar{b}_3=33\%$ (рис.1). Относительная ширина щели между задней кромкой основной части профиля и дефлектором $\bar{h}_{щ}=1.8\%$, между дефлектором и закрылком $\bar{h}_{щ}=1.3\%$.

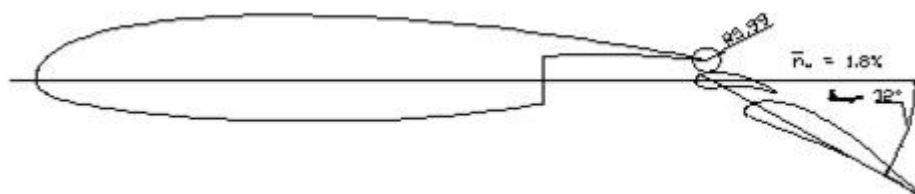


Рис.1 - Двухщелевой закрылок с фиксированным дефлектором

Данная механизация является базовой для модели ЛТС. Расчеты выполнены при числах Маха $M=0.15$ и Рейнольдса $Re = 1$ млн. (При хорде профиля с неотклоненным закрылком $b=0.32$ м), соответствующих условиям трубного эксперимента.

Профиль с адаптивной механизацией представляет собой базовый ($\delta_{кр}=0^\circ$) профиль с хвостовой частью крыла (интерцептором с относительной хордой $\bar{b}_{инт}=21.86\%$), отклоняемой на углы $\delta_{кр}=5^\circ$ и $\delta_{кр}=10^\circ$ (рис.2). Относительная ширина щели между задней кромкой основной части профиля и дефлектором, $\bar{h}_{щ}=1.8\%$.

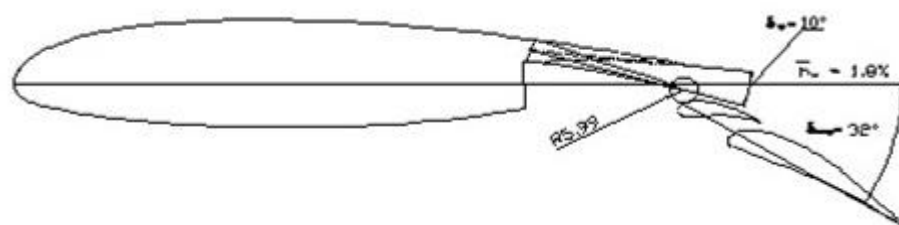


Рис.2 - Профиль с адаптивной механизацией

Метод расчета. Программа NUMECA.

Для расчетов использовался вычислительный пакет FINE/Hexa™ компании NUMECA Int. (Бельгия);

Программные продукты компании NUMECA включают в себя весь комплекс инструментов, необходимых для проведения аэродинамического расчёта, генератор сеток – HEXPRESS™, решатель систем уравнений, описывающих движение вязкого газа – HEXASTREAM™, модуль отображения процесса сходимости – Monitor и модуль, обеспечивающий наглядное представление результатов расчёта CFView™.

Отличительной особенностью программных продуктов компании NUMECA является возможность в автоматическом режиме быстро генерировать гексаэдральную неструктурированную расчетную сетку вокруг сложных геометрических форм. В отличие от тетраэдральных неструктурированных расчётных сеток, гексаэдральные считаются более экономичными, так как при покрытии одинакового расчётного объёма имеют меньшее количество внутренних сторон и, следовательно, требуются меньшие ресурсы на их обработку. Кроме того, использование таких сеток в прижатом пограничном слое позволяет практически для всех межъячеечных перегородок добиться ориентации вдоль или поперек линий тока [2]. При расчете профилей скорость потока составила $V=50$ (м/с), что при данных параметрах воздуха соответствовало $M=0.15$.

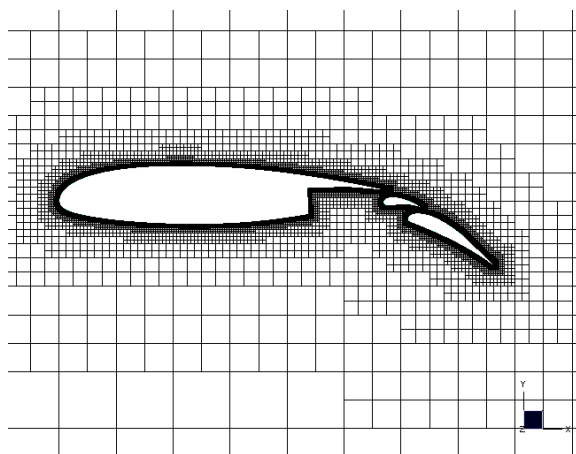


Рис.3 - Вид расчетной сетки для адаптивного варианта механизации $\delta_3=32^\circ$, $\delta_{кр}=0^\circ$.

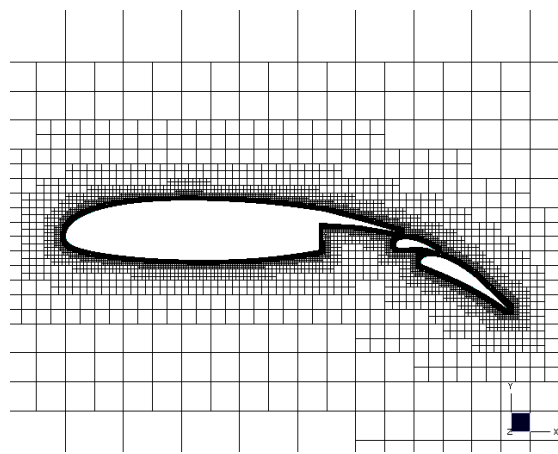


Рис.4 - Адаптивная механизация $\delta_3=32^\circ$, $\delta_{кр}=5^\circ$.

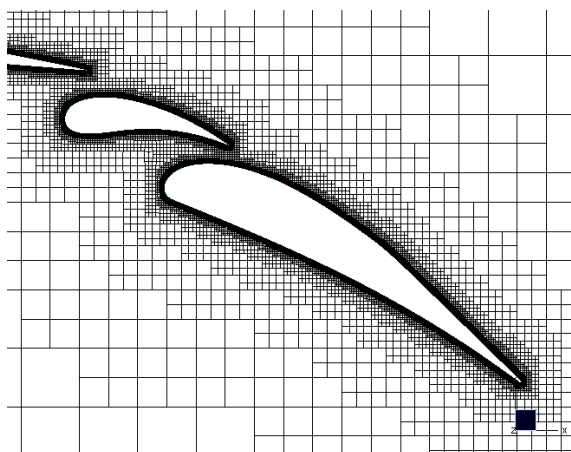


Рис.5 - Вид сетки вблизи закрылка и дефлектора.

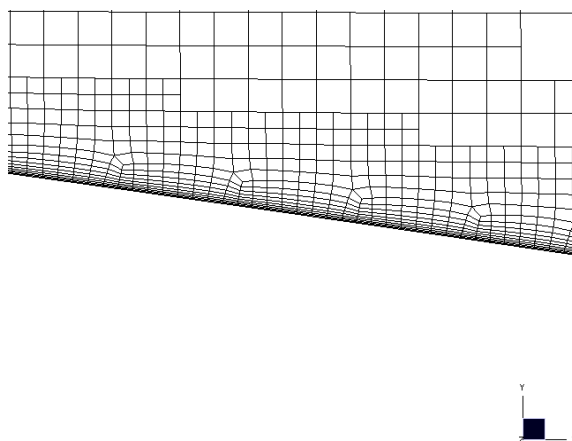


Рис.6 - Вид сетки в пристеночной области.

Пограничный слой для данного профиля был рассчитан из начальных данных и из условий построения сетки: первая ячейка имеет размер $1.0258e-005$, следующая ячейка в 1.2 раза больше предыдущей. Количество слоев на профилях 23, на задней кромке основной части крыла, закрылка и дефлектора - 6. Общее количество ячеек ~ 134500 .

Результаты расчета по программе Numeca.

На рис.7-8 представлены основные результаты расчета аэродинамических характеристик профилей с двухщелевым закрылком, отклоненным на угол $\delta_z=32^\circ$, при углах отклонения хвостовой части крыла $\delta_{кр}=0,5^\circ, 10^\circ$, и числах $Re = 1 \cdot 10^6$ и $10 \cdot 10^6$.

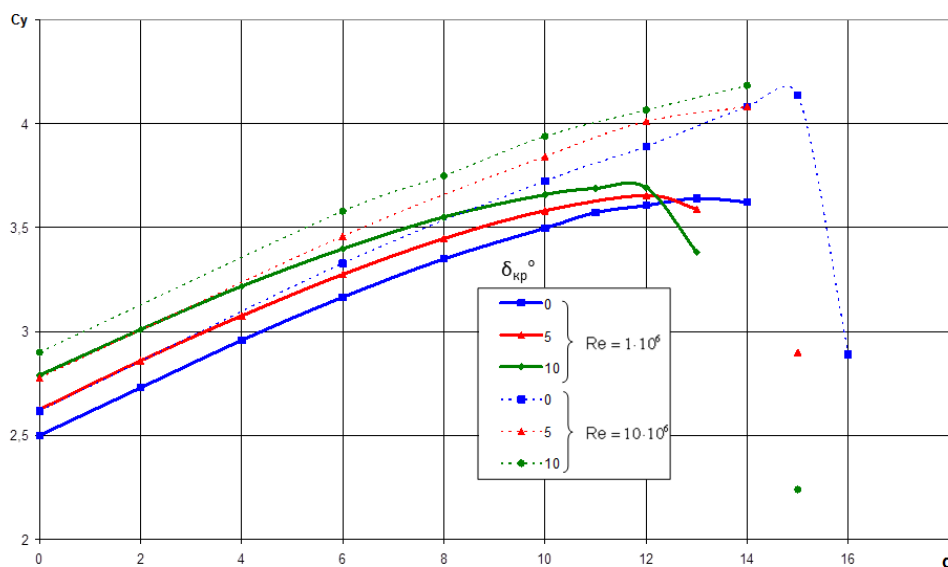


Рис.7 - Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_y(\alpha)$.

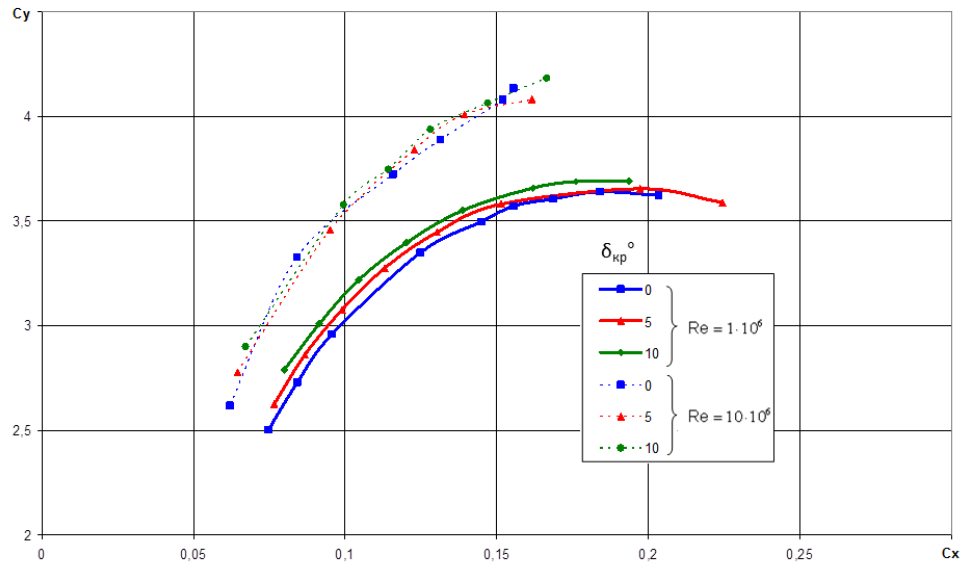


Рис.8 - Поляры.

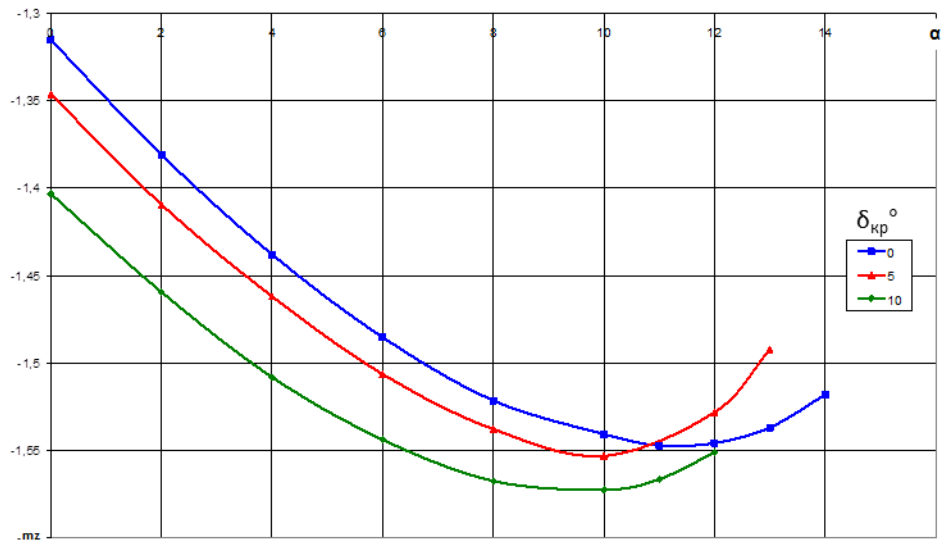


Рис.9 - Зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки, $Re=10^6$.

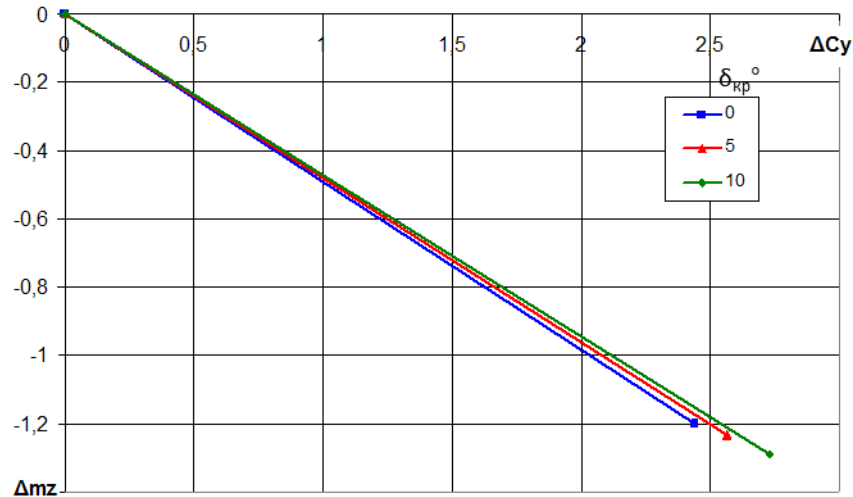


Рис.10 - Зависимости приращений коэффициентов момента тангажа и подъемной силы $\alpha = 0^\circ, \bar{X}_T = 0, Re=10^6$.

Результаты расчетов показали, что применение адаптивной механизации повышает коэффициент подъемной силы при $\alpha=0$ с $C_{y0}=2,52$ (базовая $\delta_3=32^\circ, \delta_{кр}=0^\circ$) до $C_{y0}=2,79$ (адаптивная $\delta_3=32^\circ, \delta_{кр}=10^\circ$). Максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y_{max}}$ незначительно возрастает с $3,64$ ($\delta_{кр}=0^\circ$) до $3,69$ ($\delta_{кр}=10^\circ$). Критический угол атаки при этом уменьшается с $\alpha_{кр}=13^\circ$ для базовой механизации до $\alpha_{кр}=12^\circ$ для адаптивной механизации ($\delta_{кр}=5,10^\circ$). Сопротивление при применении адаптивной механизации возрастает при фиксированном угле атаки, однако поляра улучшается (см.рис.8). Использование адаптивной механизации приводит к увеличению момента на пикирование при $\alpha=0^\circ$ (см.рис.9), однако величина отношения приращений момента тангажа (1) и коэффициента подъемной силы (2) несколько уменьшается при увеличении угла отклонения адаптивного элемента (рис.10).

$$\Delta m_z = m_z|_{\delta_3 \neq 0} - m_z|_{\delta_3 = 0} \quad (1)$$

$$\Delta C_y = C_y|_{\delta_3 \neq 0} - C_y|_{\delta_3 = 0} \quad (2)$$

Это свидетельствует о том, что положение 2-го фокуса, т.е. точки приложения приращения подъемной силы от отклонения механизации, смещается ближе к передней кромке профиля с адаптивным закрылком, что является благоприятным фактором с точки зрения обеспечения продольной балансировки момента тангажа.

Изменение момента тангажа связано с перемещением аэродинамической нагрузки по хорде механизированного профиля.

Сравнение распределения давления на профиле с двухщелевым закрылком при различных углах отклонения хвостовой части крыла показано на рис.11.

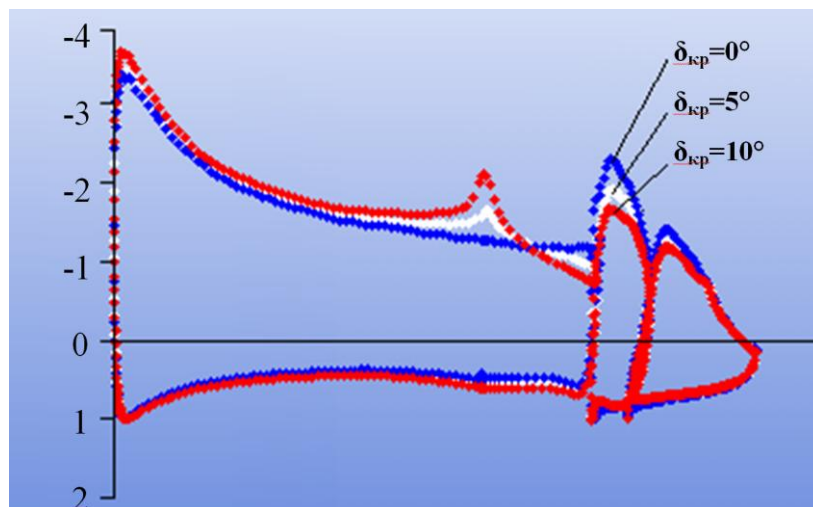


Рис. 11 - Распределения давления на профиле с двухщелевым закрылком ($\delta_3=32^\circ$, $\alpha=0^\circ$) при различных углах отклонения адаптивного элемента ($\delta_{кр}=0,5^\circ, 10^\circ$).

Как видно из рисунка, при неотклоненном адаптивном элементе имеет место более сильные разрежения на дефлекторе, которая отсутствует при $\delta_{кр}=10^\circ$. Таким образом, адаптивный закрылок находится в более благоприятных условиях, чем обычный (снижение пиков разрежения препятствует раннему срыву потока). На основной части профиля наблюдается уменьшение давления, на верхней поверхности вблизи передней кромки, а также значительный разгон в районе изгиба хвостовой части крыла. Уменьшение аэродинамической нагрузки на закрылке и её увеличение на отклоняемой хвостовой части профиля, приводит к перемещению положения 2-го фокуса вперед.

Особенностью адаптивной механизации является уменьшение критического угла атаки по сравнению с аналогичным двухщелевым закрылком (см.рис.7). Расчеты показали, что причиной достижения критического угла атаки профиля с обычным двухщелевым закрылком, отклоненным на угол $\delta_3=32^\circ$, является возникновение отсоединенного отрыва потока над поверхностью закрылка (область резкого торможения потока, выделена синим цветом на рис.12,а), отделенного от него слоем безотрывного течения. Причиной уменьшения критического угла атаки профиля с адаптивной механизацией является возникновение отрыва потока с отклоненной хвостовой части профиля при сохранении области безотрывного течения вблизи поверхности закрылка (рис.12,б).

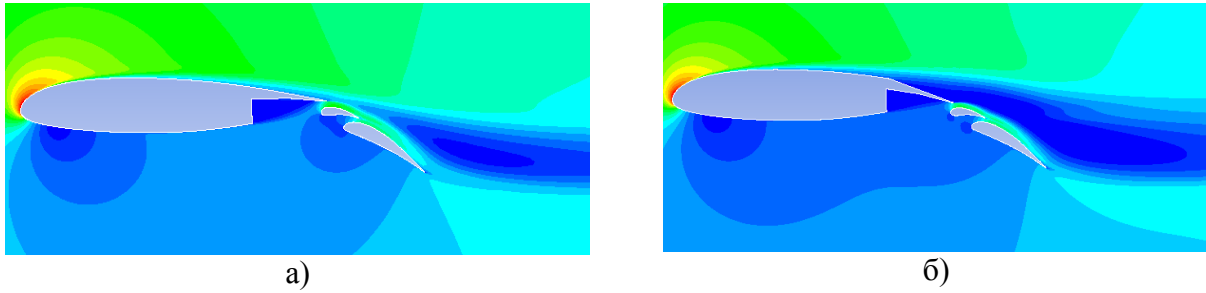


Рис.12 - Обтекание профиля при больших углах атаки ($\delta_3=32^\circ; \alpha=12^\circ$):
 а) $\delta_{кр}=0^\circ$, б) $\delta_{кр}=10^\circ$.

Экспериментальные исследования взлетно-посадочной механизации на модели ЛТС в АДТ Т-102 ЦАГИ.

Описание модели.

Аэродинамическая компоновка модели ЛТС выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом трапецевидной формы в плане с нулевой V-образностью и Т-образным вариантом оперения с фиксированным углом установки стабилизатора.

Схема модели с указанием основных геометрических размеров приведена на рис.13. На рис.14 показана схема установки модели в рабочей части АДТ Т-102 ЦАГИ.

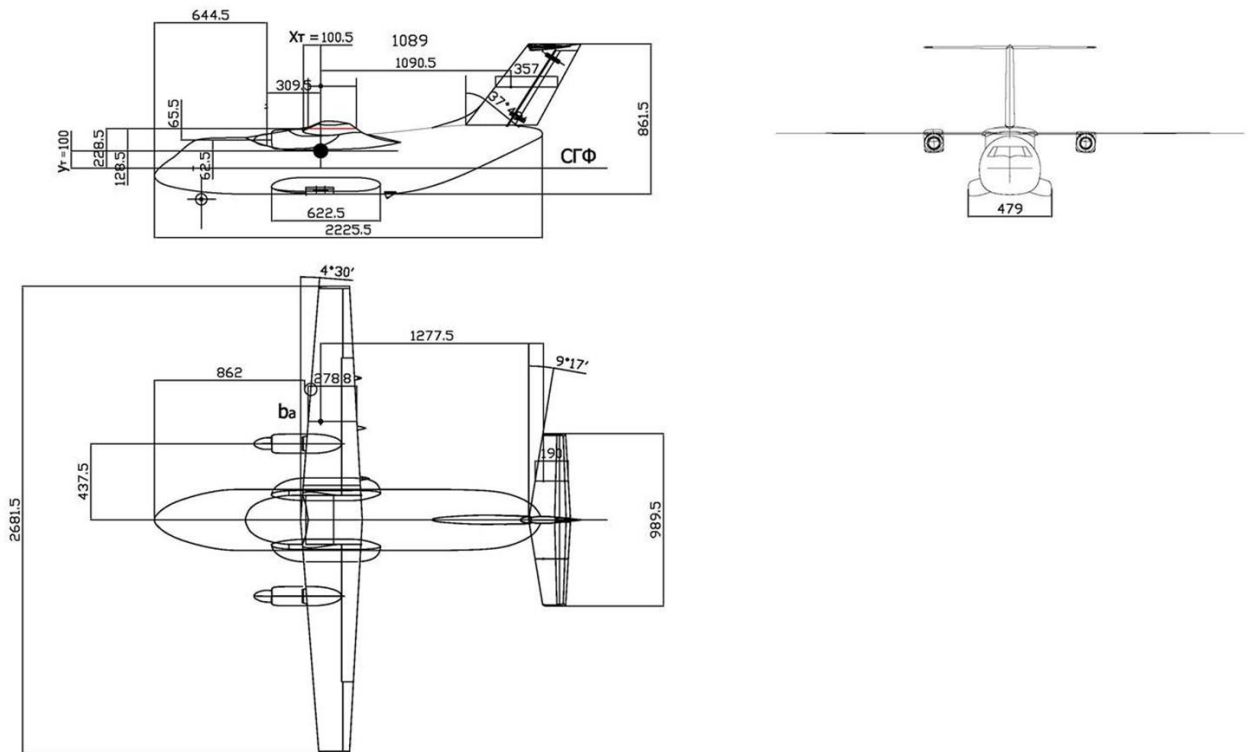


Рис.13 - Схема модели ЛТС.

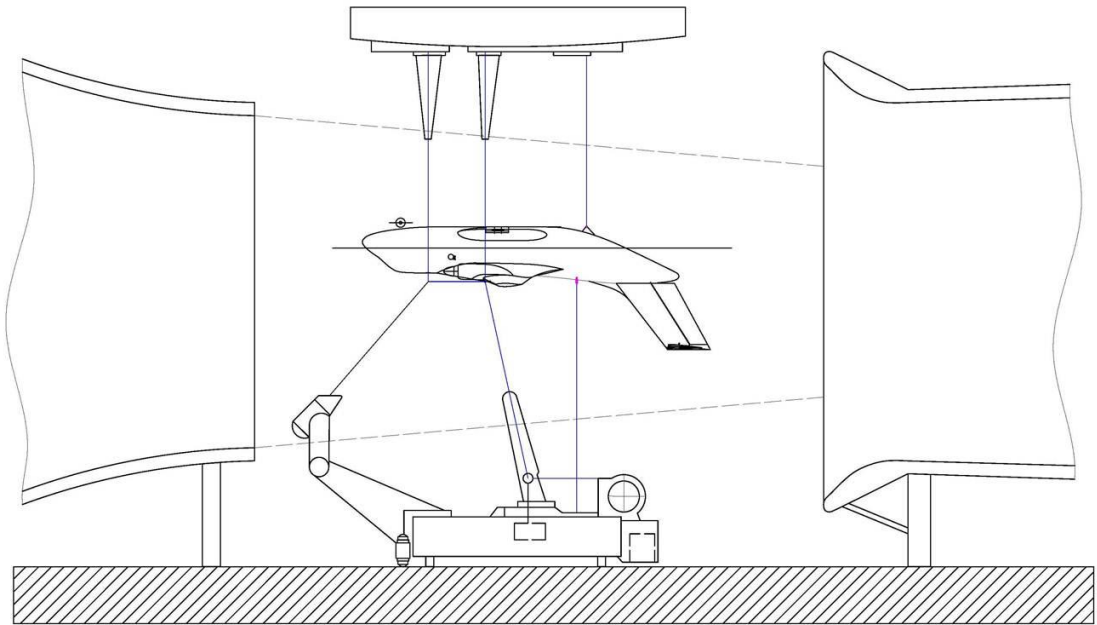


Рис.14 - Схема установки модели в рабочей части АДТ Т-102 ЦАГИ.

Взлетно-посадочная механизация крыла.

Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки используется механизация задней кромки, представляющая собой двухщелевой закрылок с фиксированным дефлектором. На режиме взлета закрылок отклоняется на угол $\delta_3=10^\circ$ или $\delta_3=20^\circ$, на посадке – на углы $\delta_3=32^\circ$ (штатное положение), 35° и 40° . Ширина щели между основной частью крыла и дефлектором для базового варианта механизации составляет: $\delta_3=10^\circ$, $\bar{h}_{щ.}=1.46\%$ (4.88 мм), $\delta_3=20^\circ$, $\bar{h}_{щ.}=1.58\%$ (5.27 мм), $\delta_3=32^\circ$, $\bar{h}_{щ.}=2.29\%$ (7.62 мм), $\delta_3=35^\circ$ и $\delta_3=40^\circ$, $\bar{h}_{щ.}=2.9\%$ (9.76 мм).

Наряду с базовым вариантом механизации крыла на модели самолета были исследованы модифицированные варианты механизации, отличающиеся от базовой уменьшенной шириной щели между основной частью крыла и дефлектором закрылка $h_{щ.}=1.8\%$ (5.99 мм), а также адаптивная механизация (см.рис.2). В том же варианте были испытаны закрылки в посадочном положении при $\delta_3=32^\circ$ и 40° ($\delta_{кр}=5^\circ$).

При отклонении закрылка на угол $\delta_3=20^\circ$ щель между основной частью крыла с отклоненным на угол $\delta_{кр}=5^\circ$ интерцептором и дефлектором отсутствует ($\bar{h}_{щ.}=0\%$). Кроме того были исследованы однощелевые закрылки $\delta_3=20^\circ$, 32° и 40° ($\delta_{кр}=5^\circ$).

Методика проведения испытаний и обработки результатов испытаний модели.

Испытания модели самолета (без воздушных винтов) проведены в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ.

Силы и моменты, действующие на модель, измерялись с помощью механических шестикомпонентных весов с креплением модели на ленточной подвеске в трех точках.

Испытания проведены в «трубном» (перевернутом) положении модели.

Углы атаки отсчитывались от хорды бортового контрольного сечения крыла, установленного под углом $\varphi=1.5^\circ$ относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Диапазон изменения установочных углов атаки: $\alpha=-12\div 26^\circ$.

Испытания проведены при скорости потока $V=50\text{ м/с}$, что соответствует значению числа Рейнольдса $Re=0.97\cdot 10^6$, вычисленному по САХ крыла, $b_A=0.279\text{ м}$.

При расчете коэффициентов сил аэродинамические нагрузки отнесены к скоростному напору и площади крыла $S=0.719\text{ м}^2$, а продольный момент “Mz” дополнительно к величине средней аэродинамической хорды крыла. Коэффициенты моментов вычислены относительно условного центра масс, расположенного на 25% САХ.

В результаты испытаний внесены поправки, принятые в аэродинамической трубе Т-102 в соответствии с методикой испытаний и обработки данных, на блокинг-эффект, влияние границ потока (для испытаний без экрана), моменты ленточной подвески, собственное сопротивление ленточной подвески и вертикальный снос потока в рабочей части трубы.

Сравнение эффективности исследованных вариантов взлетно-посадочной механизации крыла.

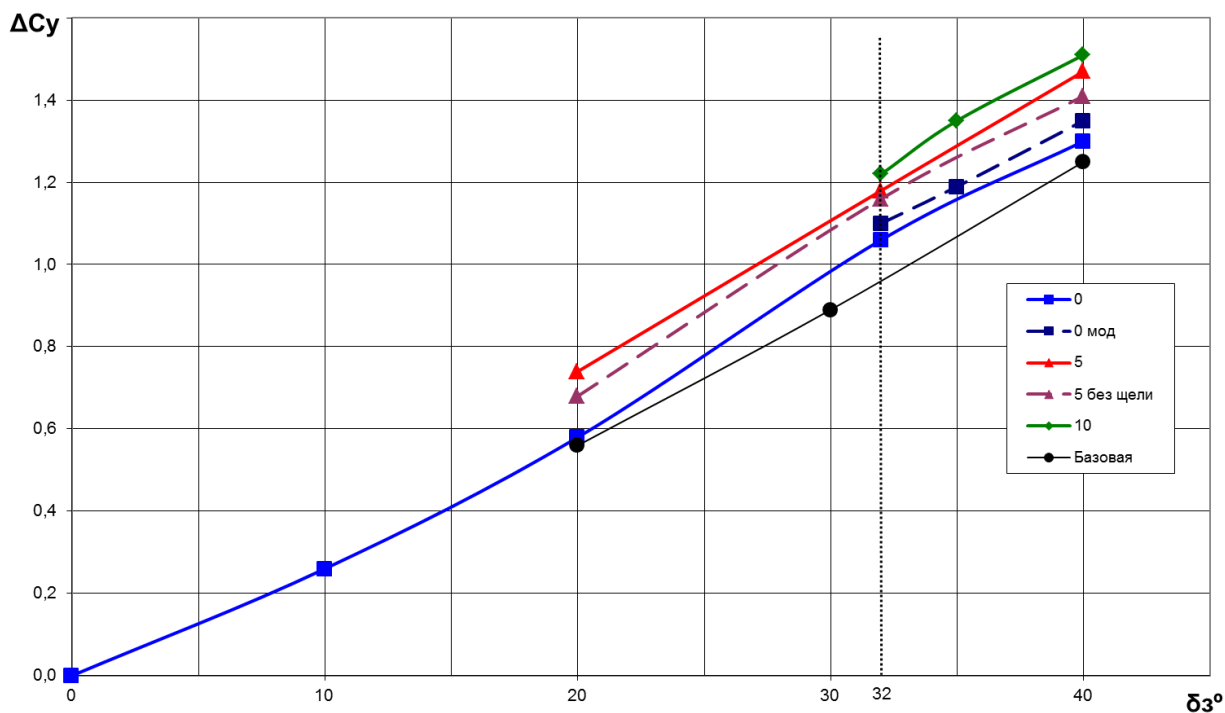


Рис. 16 - Зависимости приращения коэффициента подъемной силы модели самолета от угла отклонения закрылков при $\alpha=0^\circ$.

На рис.16 дано сравнение приращений коэффициента подъемной силы модели самолета при угле атаки $\alpha=0$ для различных вариантов механизации крыла ("мод" - модификация щели между основной частью крыла и дефлектором закрылка $h_{щ}=1.8\%$, "без щели" - однощелевой закрылок). Зависимость $\Delta C_y(\delta_3^\circ)$ для базового варианта механизации (двухщелевые закрылки) являются нелинейной вследствие изменения условий обтекания закрылков при их выдвижении. При отклонении закрылков во взлетное положение ($\delta_3=20^\circ$) приращение коэффициента подъемной силы $\Delta C_{y0}=0.58$, при $\delta_3=32^\circ$ (штатная посадочная конфигурация) $\Delta C_{y0}=1.06$. Наибольшая величина $\Delta C_{y0}=1.3$ достигается при отклонении закрылков на угол $\delta_3=40^\circ$.

Модификация закрылков в посадочном положении (уменьшение ширины щели между крылом и дефлектором закрылка до $\bar{h}_{щ}=1.8\%$) повышает их эффективность ($\Delta C_{y0}=1.1$ при $\delta_3=32^\circ$ и $\Delta C_{y0}=1.35$ при $\delta_3=40^\circ$). Это повышение несущих свойств сопровождается уменьшением момента тангажа на пикирование и соответствующем перемещением положения второго фокуса с $\bar{X}_{F2}=0.505$ для базовой механизации до 0.49 для модифицированной (рис.17). Кроме того, уменьшение ширины щелей приводит к повышению сопротивления и уменьшению аэродинамического качества (см.рис.19-20), что является также благоприятным фактором для улучшения посадочных характеристик самолета.

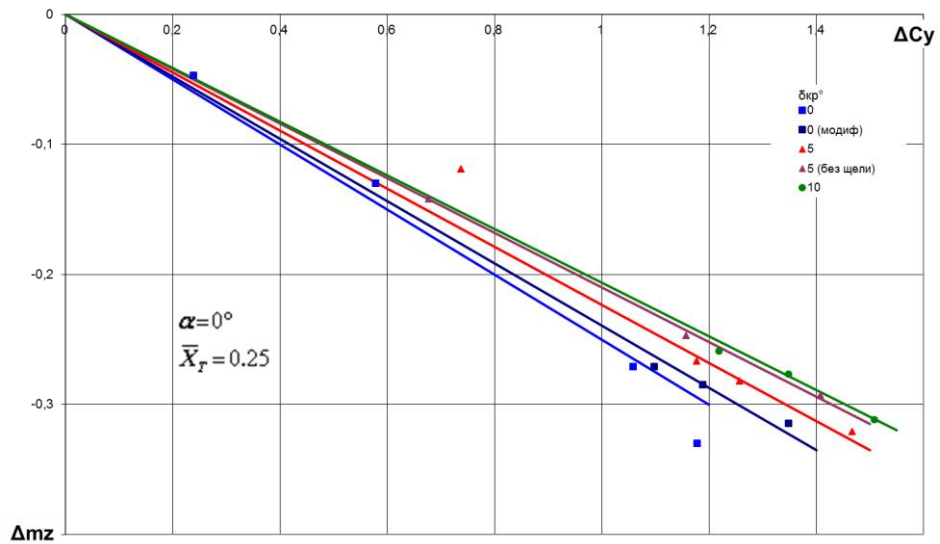


Рис. 17

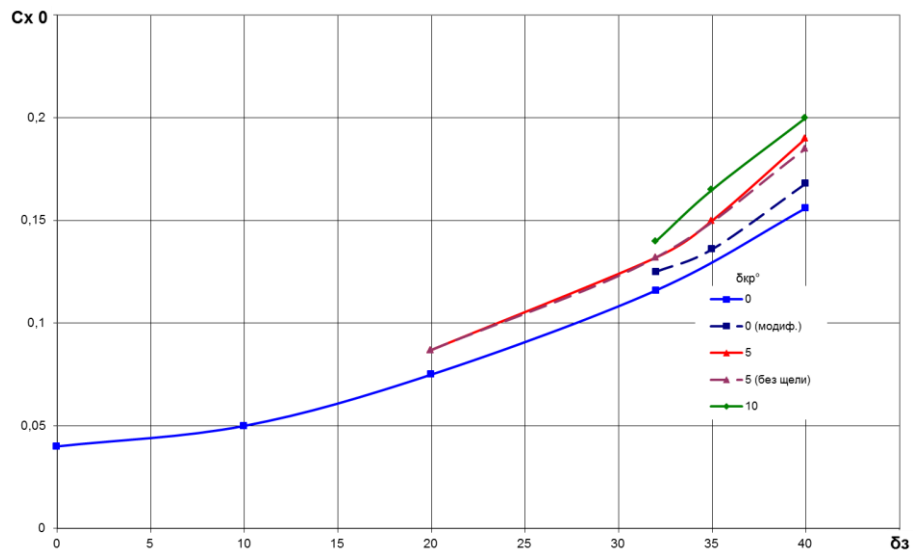


Рис. 18

Более существенное повышение несущих свойств достигается при использовании адаптивной механизации. Так, например, отклонение хвостовой части крыла на угол $\delta_{кр}=5^\circ$ повышает коэффициент подъемной силы модели во взлетной конфигурации ($\delta_3=20^\circ$) на $\Delta C_{y0}=0.16$, т.е. на 28% по сравнению с базовым вариантом, а на модели в посадочной конфигурации ($\delta_3=32^\circ$ и 40°) это приращение составляет $\Delta C_{y0}=0.12$ и $\Delta C_{y0}=0.17$ (соответственно 11÷13%). При отклонении адаптивного элемента на угол $\delta_{кр}=10^\circ$ приращение коэффициента подъемной силы ΔC_{y0} модели возрастает на $\Delta C_{y0}=0.16$ при $\delta_3=32^\circ$ (15%) и на $\Delta C_{y0}=0.47$ при $\delta_3=40^\circ$ (20%). Следует отметить, что величины приращений коэффициента подъемной силы от адаптивной механизации незначительно уменьшаются при увеличении угла атаки в широком диапазоне его изменения. Однако величина коэффициента

максимальной подъемной силы или незначительно возрастает (в случае взлетной конфигурации) или уменьшается (в посадочной конфигурации). При этом величина критического угла атаки уменьшается на $\Delta\alpha_{кр}=1,5^\circ - 2^\circ$ в посадочной конфигурации. Это обстоятельство может сузить эксплуатационный диапазон углов атаки самолета при использовании адаптивной механизации.

Преимуществом адаптивной механизации является меньшие величины момента тангажа на пикирование и более переднее положение фокуса ($\bar{X}_{F2}=0.45\div 0.46$) по сравнению с базовой механизацией ($\bar{X}_{F2}=0.505$), см.рис.17, что облегчает проблему продольной балансировки самолета. Кроме того, увеличение сопротивления адаптивной механизации (см.рис.18) и соответствующее уменьшение аэродинамического качества способствует улучшению посадочных характеристик самолета.

Испытания модели с адаптивными однощелевыми закрылками показали, что этот вариант механизации лишь незначительно уступает обычному двухщелевому закрылку по несущим свойствам (см.рис.16-18) и имеет с ним практически одинаковые другие аэродинамические характеристики.

Таким образом, анализ результатов расчетов и эксперимента позволяет рекомендовать для конструкторской проработки вариант адаптивной механизации с однощелевыми закрылками при отклонении хвостовой части крыла на угол $\delta_{кр}=5^\circ$.

Исследования эффективности обычных и адаптивных закрылков на модели самолёта с хвостовым оперением.

На рис. 19-20 приведены аэродинамические характеристики сбалансированной модели при углах отклонения закрылков $\delta_3=20^\circ; 32^\circ; 40^\circ$ и угла отклонения хвостовой части крыла $\delta_{кр}=0; 5^\circ$. Для взлетной конфигурации ($\delta_3=20^\circ$) за счет применения адаптивной механизации, по сравнению с обычной механизацией, обеспечивается приращение подъемной силы $\Delta C_y = 0.18$, для посадочной конфигурации ($\delta_3=32^\circ$ и 40°), соответственно, $\Delta C_y = 0.11$ и $\Delta C_y = 0.18$ при $\alpha = 0^\circ$ (см.рис.19). При этом значение коэффициента максимальной подъемной силы меняется в пределах $\Delta C_{y_{max}}=0.05$ для всех режимов. Критический угол атаки уменьшается для взлетной конфигурации на величину $\Delta\alpha=3^\circ$, а для посадочной на $\Delta\alpha=2^\circ$. Уменьшение максимального аэродинамического качества при этом составляет для $\delta_3=20^\circ$ $\Delta K_{max}=0.2$, для $\delta_3=32^\circ$ $\Delta K_{max}=0.45$ и для $\delta_3=40^\circ$ $\Delta K_{max}=0.37$ (см.рис.20). Снижение аэродинамического качества обусловлено ростом сопротивления при отклонении механизации на большие углы.

Стоит отметить, что потеря аэродинамического качества на взлетном режиме при применении адаптивной механизации является минимальным по сравнению с другими режимами.

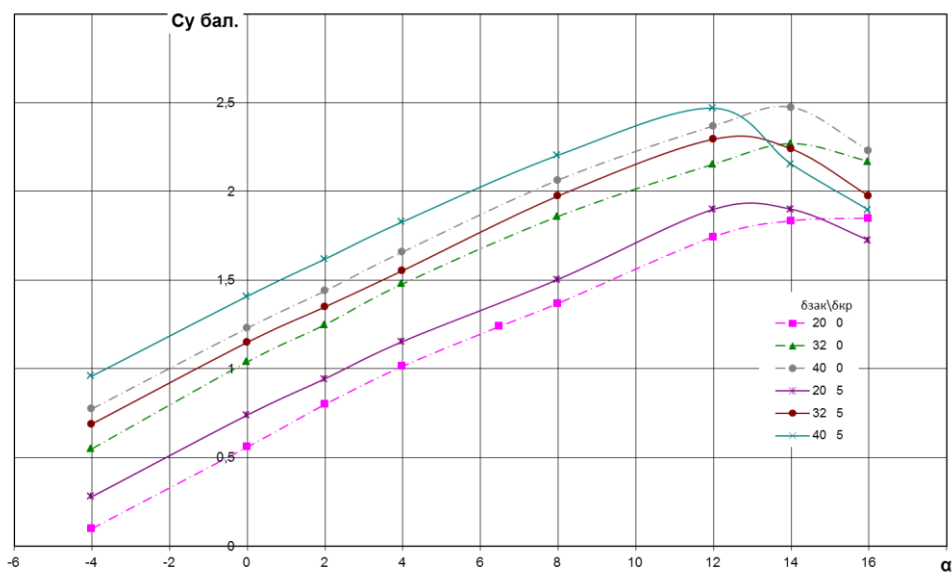


Рис. 19

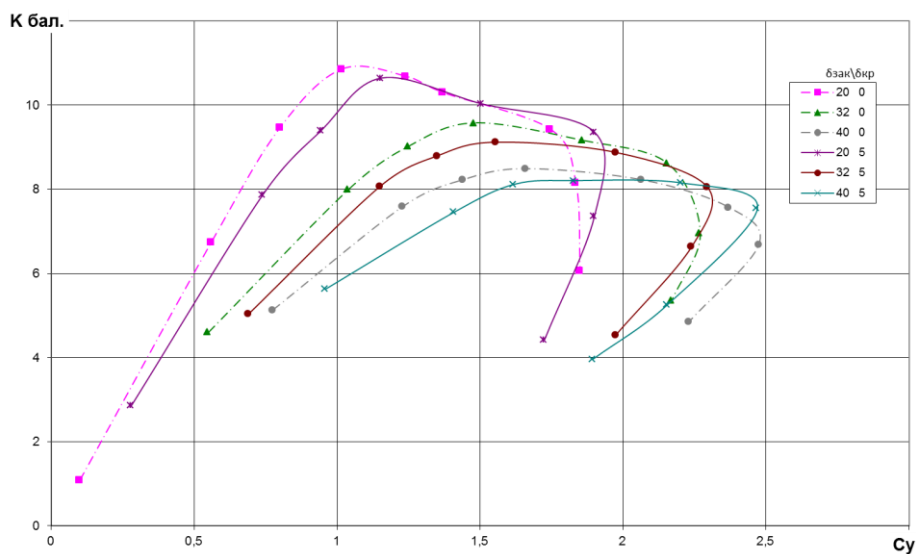


Рис. 20

Сравнение результатов расчётов с экспериментальными данными

На рис.24 дано сравнение относительных величин коэффициента подъемной силы модели самолета с адаптивной механизацией $C_{y_{ад}}/C_y$ при угле атаки $\alpha=8^\circ$. Видно что результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами эксперимента, и при увеличении отклонения адаптивного элемента величина $C_{y_{ад}}/C_y$ так же возрастает, что говорит об улучшении несущих свойств модели.

На рис. 25 показано изменение положения второго фокуса (3) в зависимости от угла отклонения адаптивного элемента, видно что рассчитанное положение второго фокуса при $\delta_{кр}=5^\circ$ и 10° несколько выше чем экспериментальное, однако общая тенденция к перемещению второго фокуса к передней кромке крыла сохраняется.

$$\bar{X}_{F2} = \bar{X}_T - \frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} \quad (3);$$

Рис.26 показывает изменение критического угла атаки в зависимости от положения адаптивного элемента. По результатам расчета и эксперимента наблюдается его уменьшение.

На рис.27 показано отношение величин $C_{y_{ад}}/C_{y_{max}}$. Видно что результаты расчета и эксперимента удовлетворительно согласуются.

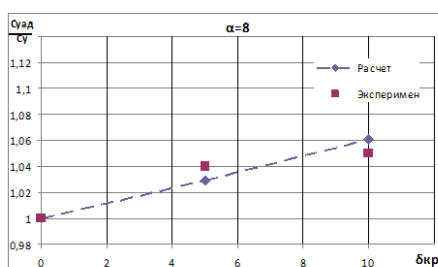


Рис.24

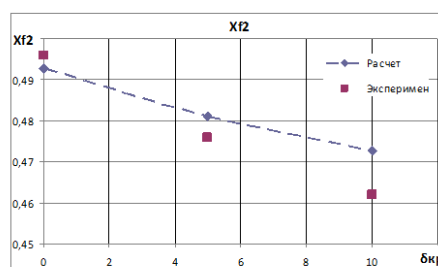


Рис.25

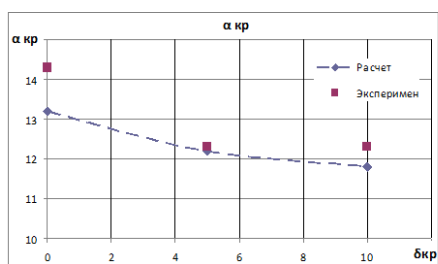


Рис.26

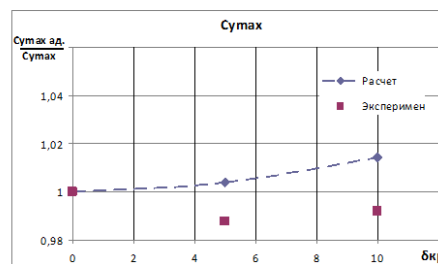


Рис.27

Таким образом, исследования проведенные в АДТ Т-102 на модели самолета с различными вариантами механизации, а также результаты расчетов показывают существенный выигрыш от использования адаптивной механизации на взлетных и посадочных режимах. Применение адаптивной механизации позволяет повысить несущие свойства при меньших значениях момента тангажа на пикирование по сравнению с обычной механизацией. Кроме при установке воздушного винта все преимущества адаптивной механизации будут еще более улучшены за счет обдува.

Это позволяет рекомендовать данную механизацию крыла для конструкторской проработки и её применения на легких транспортных самолётах.

Библиографический список

1. А.В. Петров, Ю.Г. Степанов, Г.А. Юдин - "Аэродинамика взлетно-посадочной механизации крыла", ЦАГИ - Основные этапы научной деятельности 1968-1993, Москва, Наука-Физматлит, 1996г., стр. 49-59.
2. www.numeca.com/index.php?id=462