

УДК: 629.735.015

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛЬЕВ С ЭЛЛИПТИЧЕСКИМ НАПЛИВОМ

Л.Г. АРТАМОНОВА, А.Н. РАДЦИГ, Н.В. СЕМЕНЧИКОВ, О.В. ЯКОВЛЕВСКИЙ

По заказу редакционной коллегии.

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Приводятся результаты экспериментальных исследований повышения несущих свойств крыльев с помощью эллиптических наплывов. Исследования проведены при дозвуковых скоростях в широком диапазоне углов атаки ($\alpha = 0^\circ - 40^\circ$). Показано, что в области около- и закритических углов атаки крылья с эллиптическими наплывами обладают более высокими несущими свойствами в сравнении с крыльями с треугольными и готическими наплывами, а также имеют благоприятные характеристики поперечной и путевой устойчивости.

Проблема увеличения несущих свойств летательного аппарата (ЛА) актуальна для всех типов самолетов. Управление вектором тяги двигателей не исключает решения задач увеличения их подъемной силы, критических углов атаки, максимальной подъемной силы, и, как следствие, допустимых углов атаки. Основная часть подъемной силы самолета создается крылом. Поэтому многие годы проводятся систематические исследования влияния формы крыла в плане, подбора различных профилей по размаху и деформации срединной поверхности крыла на его аэродинамические характеристики. Существенным достижением в решении задачи улучшения аэродинамических характеристик крыльев явилось использование крыльев сложной формы в плане с корневым наплывом. Такое крыло состоит из базовой части умеренного удлинения и стреловидности (базового крыла) и тонкого корневого наплыва с острой передней кромкой. Известными формами наплывов в плане являются готическая форма, оживальная, треугольная, переменной стреловидности вдоль размаха крыла. В последнем случае угол стреловидности у вершины наплыва больше угла стреловидности в его средней части. Корневые наплывы применяются для формирования полезных вихревых структур и улучшения аэродинамических характеристик крыльев при различных углах атаки. Влияние корневых наплывов на обтекание и аэродинамические характеристики крыла проявляется особенно существенно при околокритических и закритических углах атаки.

Исследованию структуры обтекания наплывов различной формы (треугольных, готических, оживальных и т.п.) посвящено большое количество работ (см., например, [1, 2]). В аэродинамической лаборатории МАИ в течение ряда лет проводились систематические параметрические исследования изолированных крыльев с наплывами и компоновок самолетов с такими крыльями. Было найдено, что с увеличением угла между осью ядра вихря, формируемого наплывом, и вектором скорости невозмущенного потока устойчивость такого вихря к различным возмущениям уменьшается. При прочих равных условиях вихри на треугольных наплывах с небольшим углом стреловидности разрушаются при меньших углах атаки, чем на наплывах с большим углом стреловидности по передней кромке. В диапазоне больших углов атаки несущие свойства крыльев с треугольным наплывом при заданном базовом крыле определяются стреловидностью передней кромки наплыва и соотношениями размеров наплыва и базового крыла, которые можно характеризовать относительной площадью наплыва и его размахом. Установлено, что вихри, формирующиеся над крылом с наплывом, за задней кромкой наплыва при всех углах атаки выстраиваются по потоку (до начала разрушения вихрей). Вихри, оси ядер которых вытянуты по потоку, устойчивы к различного рода возмущениям. Выяснилось, что у крыльев с треугольными и готическими наплывами начало

разрушения вихревых структур над правой и левой консолями крыла при больших углах атаки может быть неодновременным. Это приводит к появлению действующих на крылья моментов крена и рыскания даже при отсутствии скольжения крыла. Исследования управления отрывом потока с помощью поперечных перегородок, установленных на базовой части крыла [3], показали, что формирующиеся за перегородками вихревые структуры, оси которых перпендикулярны вектору скорости невозмущенного потока, также достаточно устойчивы к возмущениям при увеличении углов атаки.

В связи с этим представляет интерес исследование крыльев с наплывами, передние кромки которых в начале формирования вихревых структур над наплывом нормальны к вектору скорости невозмущенного потока, а в заключительной стадии – вытянуты по потоку. Такими наплывами могут быть наплывы в форме полуэллипса на виде в плане (в дальнейшем называемые эллиптическими наплывами). Угол стреловидности по передней кромке таких наплывов непрерывно изменятся от значения $\chi_n = 0$ до $\chi_n = 90^\circ$ в плоскости присоединения наплыва к базовому крылу. В этом случае зарождающиеся в вершине наплывов вихри имеют оси ядер, перпендикулярные вектору скорости невозмущенного потока, а оси ядер вихрей, расположенных вблизи боковых кромок наплывов и над базовым крылом, направлены по потоку. Как показали исследования авторов данной работы, взаимодействие вихревых структур, формируемых наплывом и базовым крылом, в этих условиях оказывается наиболее благоприятным. Оказалось, что вихревые системы крыльев с такими наплывами устойчивы при больших углах атаки и сохраняются симметричными относительно продольной оси крыла (при отсутствии скольжения) вплоть до закритических углов атаки.

Некоторые результаты исследований аэродинамических характеристик и картины обтекания крыльев с эллиптическими наплывами при больших углах атаки представлены в данной работе. Экспериментальные исследования аэродинамики крыльев с эллиптическими наплывами проведены в аэродинамической трубе дозвуковых скоростей Т-1 МАИ при скорости невозмущенного потока в рабочей части трубы $V_\infty = 47$ м/с, что соответствовало числам Рейнольдса $Re \cong 1.6 \times 10^6$, подсчитанным по характерному линейному размеру $L = 1$ м. Углы атаки изменялись в широких пределах, вплоть до больших около- и закритических углов.

С помощью шестикомпонентных аэродинамических весов измерялись силы и моменты, действующие на крыло с наплывами, по результатам этих измерений вычислялись коэффициенты аэродинамических сил и моментов [4]. При углах атаки $\alpha = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ с помощью сетки с шелковинками [5] была осуществлена визуализация течения вблизи подветренной стороны модели крыла с эллиптическим наплывом. Для каждого угла атаки сетка последовательно фиксировалась в пяти положениях вдоль продольной оси модели: от вершины крыла с наплывом до задней кромки базового крыла. Спектры шелковинок фотографировались. Кроме того, с помощью метода размываемых капель [5] исследовалась картина поверхностных линий тока на подветренной стороне крыла.

Исследованные эллиптические наплывы имели одинаковый размах l_n и отличались величиной корневой хорды наплыва b_n (рис. 1), т.е. относительный размах наплыва $\overline{l_n} = l_n / l$ сохранялся постоянным, $\overline{l_n} = 0,27$. Геометрические параметры наплывов представлены в таблице 1, где $\overline{S_n} = S_n / S_6$ – относительная площадь наплыва, S_n – площадь наплыва (заштрихованная область на рис. 1, S_6 – площадь базового крыла, $S_n = S - S_6$, S – площадь крыла с наплывом в плане, $\overline{b_n} = b_n / b_0$ – относительная корневая хорда наплыва, b_0 – корневая хорда крыла с наплывом, l – размах крыла. Здесь и в дальнейшем крылья с эллиптическими наплывами имеют номера II – IV, базовое крыло – номер I.

Базовое крыло во всех исследованиях было одним и тем же (рис. 1) и имело удлинение $\lambda_6 = 3$; угол стреловидности по передней кромке крыла $\chi_{пкб} = 45^\circ$; угол стреловидности по задней кромке $\chi_{зкб} = 11^\circ$. Для сравнения в работе даны результаты исследований крыла с

треугольным наплывом (крыло V), имевшим угол стреловидности по передней кромке наплыва $\chi_{\text{пкн}} = 80^\circ$. Модели крыльев представляли собой плоские пластины толщиной 5 мм с заостренными кромками.

Таблица 1.

Номера крыльев	II	III	IV
$S_{\text{н}}$	0,089	0,153	0,424
$b_{\text{н}}$	0,102	0,287	0,550
$b_{\text{н}}^* = 2b_{\text{н}}/l_{\text{н}}$	0,912	2,623	4,960

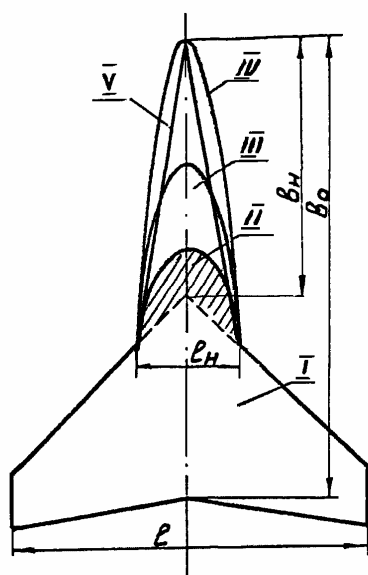


Рис. 1. Схема крыла сложной формы

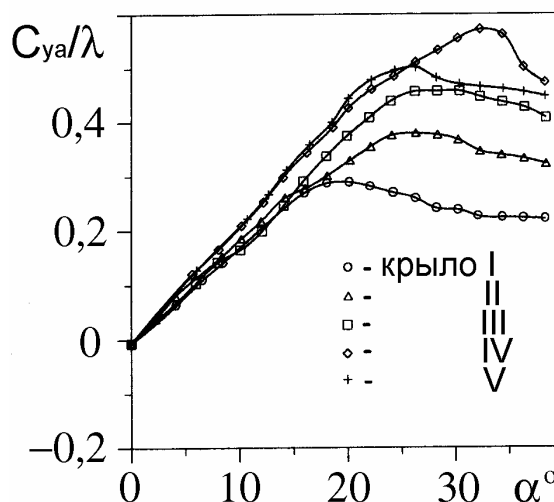


Рис. 2. Влияние угла атаки на коэффициент подъемной силы крыла, отнесенный к удлинению крыла

На рис. 2 приведены зависимости от углов атаки коэффициентов подъемной силы c_{ya} , отнесенных к удлинению крыла, $c_{ya}/\lambda = f(\alpha)$. (При вычислении коэффициентов подъемной силы использовалась характерная площадь, равная квадрату размаха l^2 базового крыла). Графики построены для крыльев с различными наплывами: треугольным (крыло V) и эллиптическими (крылья II, III, IV). Из графиков видно, что при угле атаки $\alpha > 25^\circ$ крыло IV имеет большие коэффициенты подъемной силы, чем крыло V с треугольным наплывом. Аналогичный вывод касается критического угла атаки и отношения $c_{y\text{max}}/\lambda$.

Сравнение несущих свойств крыльев с эллиптическим наплывом проводилось с помощью коэффициента полезной интерференции f , определяющего отношение подъемной силы крыла с наплывом и подъемной силы базового крыла: $f = c_{y\text{ан}+\text{б}}/c_{y\text{аб}}$, $f_{\text{max}} = c_{y\text{аmaxн}+\text{б}}/c_{y\text{аmaxб}}$. Коэффициент f_{max} определяет то же отношение, что и коэффициент f , но подсчитывается по коэффициентам максимальной подъемной силы. Здесь: $c_{y\text{ан}+\text{б}}$ – коэффициент подъемной силы всего крыла, имеющего наплыв; $c_{y\text{аб}}$ – коэффициент подъемной силы базового крыла. Если коэффициенты $f = 1$, $f_{\text{max}} = 1$, это означает, что увеличение подъемной силы крыла с наплывом по сравнению с подъемной силой базового крыла получено только за счет увеличения площади крыла. Если $f > 1$, $f_{\text{max}} > 1$, то увеличение подъемной силы крыла с наплывом по сравнению с подъемной силой базового крыла обусловлено полезной интерференцией наплыва и базового крыла. Зависимости, приведенные на рис. 3, позволяют судить о том, что крылья с эллиптическим наплывом III и IV создают большую подъемную силу за счет полезной интерференции наплыва и базового крыла, чем крылья с треугольным и готическим на-

пльвами. Из графиков рис. 4 видно, что на критических углах атаки подъемная сила крыла с треугольным наплывом, вызванная указанной интерференцией, соизмерима с подъемной силой крыла, имеющего эллиптический наплыв.

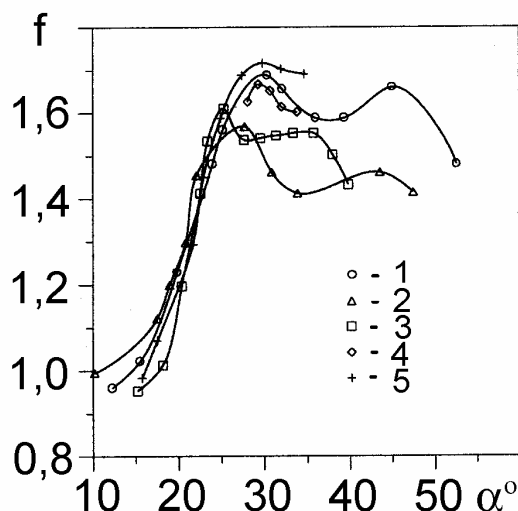


Рис. 3. Влияние угла атаки на коэффициент полезной интерференции f : 1 – готический наплыв ($\overline{l}_H = 0,3$, $\overline{S}_H = 0,325$, $b_H^* = 7$); 2 – готический наплыв ($\overline{l}_H = 0,2$, $\overline{S}_H = 0,17$, $b_H^* = 7$); 3 – треугольный наплыв ($\overline{l}_H = 0,27$, $\overline{S}_H = 0,259$, $b_H^* = 5,67$); 4 – эллиптический наплыв ($\overline{l}_H = 0,27$, $\overline{S}_H = 0,153$, $b_H^* = 2,623$); 5 – эллиптический наплыв ($\overline{l}_H = 0,27$, $\overline{S}_H = 0,424$, $b_H^* = 4,96$)

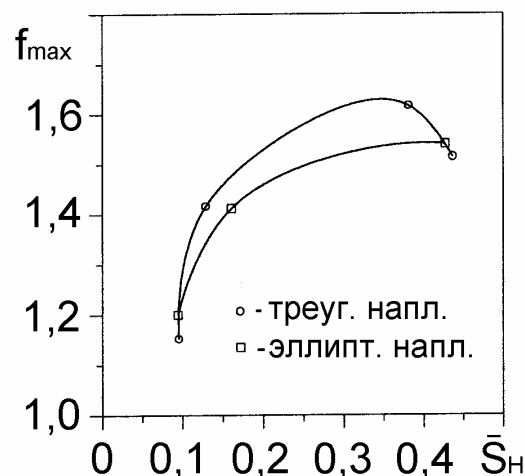


Рис. 4. Влияние относительной площади наплыва на коэффициент f_{\max}

На рис. 5 приведены графики зависимости коэффициентов момента тангажа m_z от углов атаки. Зависимости представлены для крыльев с треугольным (крыло V) и эллиптическими наплывами (крылья II, III и IV). Коэффициенты m_z отнесены к удлинению крыла и подсчитаны по площади, равной квадрату размаха базового крыла l^2 , и корневой хорде b_0 крыла с наплывом. Видно, что крыло IV создает момент тангажа на кабрирование. У крыла III, как и у крыла с треугольным наплывом V, при углах атаки $\alpha > 20^\circ$ появляется тенденция к уменьшению момента тангажа на пикирование. Указанные особенности необходимо учитывать при компоновке крыльев, имеющих эллиптический наплыв, с горизонтальным оперением и фюзеляжем.

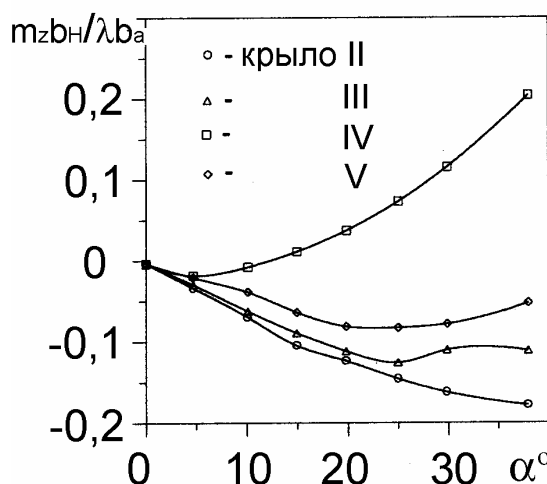


Рис. 5. Влияние изменения угла атаки на величины коэффициентов момента тангажа крыльев с наплывами различной формы в виде сверху

Визуализация течения показала, что образующиеся над таким наплывом вихревые структуры устойчивы и сохраняются симметричными вплоть до критических углов атаки. На рис. 6 показан пример спектров шелковинок для крыла IV с эллиптическим наплывом. Спектры получены при угле атаки $\alpha = 30^\circ$ в поперечных плоскостях, перпендикулярных вектору скорости невозмущенного потока и расположенных на различных расстояниях от вершины наплыва.

Видно, что вихри, формирующиеся вблизи подветренной стороны наплыва при отсутствии скольжения, симметричны относительно плоскости изменения углов атаки. Симметрична и вихревая система всего крыла (рис. 6д).

Симметричность вихревой системы крыла IV с эллиптическим наплывом подтверждается и спектрами поверхностных линий тока (рис. 7). Видно, что даже при очень больших углах атаки (до $\alpha = 38^\circ$) наплыв обтекается практически симметрично. Проведенные исследования показали, что симметрия течения в окрестности крыльев с эллиптическими наплывами сохраняется и при разрушении вихрей, формирующихся на таких наплывах. В то же время спектры поверхностных линий тока крыла V с треугольным наплывом свидетельствуют об асимметрии течения в окрестности такого крыла при больших углах атаки.

Симметричность течения вблизи подветренной стороны крыла IV при больших углах атаки без скольжения определяет в этом случае не только отсутствие моментов крена и рыскания, но и характер изменения указанных моментов по углу скольжения. На рис. 8 представлены графики зависимостей $m_{\text{ха}} = f(\beta)$ для крыла с эллиптическим и треугольным наплывами ($m_{\text{ха}}$ – коэффициент момента крена крыла; коэффициенты $m_{\text{ха}}$ отнесены к площади базового крыла в плане S_b и размаху базового крыла l). Из графиков рис. 8а видно, что крыло с эллиптическим наплывом статически устойчиво по крену. Исследования показывают, что крыло с таким наплывом статически устойчиво и по рысканию (рис. 9). Крыло с треугольным наплывом при углах атаки $\alpha = 20^\circ$ и $\alpha = 40^\circ$ статически неустойчиво как по крену (рис. 8б), так и по рысканию; у такого крыла производные $m_x^\beta > 0$; $m_y^\beta > 0$.

Было проведено исследование аэродинамических характеристик моделей упрощенных компоновок самолетов с крылом, имеющим эллиптический наплыв. Компоновки включали фюзеляж, базовое крыло с эллиптическим наплывом, а также переднее горизонтальное оперение (ПГО) (рис. 10). Носовая часть наплыва могла отклоняться.

Было найдено, что приближение ПГО, расположенного на наплыве, к базовому крылу приводит за счет полезной интерференции к увеличению несущих свойств компоновки.

На рис. 11 представлена зависимость коэффициента полезной интерференции f от угла атаки для моделей с треугольным наплывом КН1, КН2 и моделей с эллиптическим наплывом КНЭ1 и КНЭ2. Из графиков рис. 11 видно, что на больших углах атаки ($\alpha > 30^\circ$) у компоновок, имеющих крыло с эллиптическим наплывом, коэффициент полезной интерференции f выше, чем у компоновок с треугольным наплывом. Наиболее благоприятное размещение ПГО вблизи базового крыла обеспечивает наибольший коэффициент полезной интерференции.

На рис. 12 приведены поляры первого рода исходных моделей КНЭ1, КНЭ2 и моделей с отклонением носка наплыва (КНЭ2Р1, КНЭ2Р2). Из сравнения этих поляр следует, что на больших углах атаки поляры исходных моделей практически совпадают. При отклонении носка наплыва прирост подъемной силы больше у модели КНЭ2, что говорит о более благоприятной интерференции вихрей, сходящих с отклоненного наплыва и ПГО, расположенного вблизи базового крыла.

Таким образом, из результатов экспериментальных исследований, выполненных в аэродинамической трубе Т-1 МАИ, следует, что крылья с эллиптическими наплывами (при отношении осей эллипса 1:5,7) обладают наилучшими несущими свойствами в области околокритических и закритических углов атаки по сравнению с крыльями, имеющими треугольные и готические наплывы. В отличие от последних крылья с эллиптическими наплывами

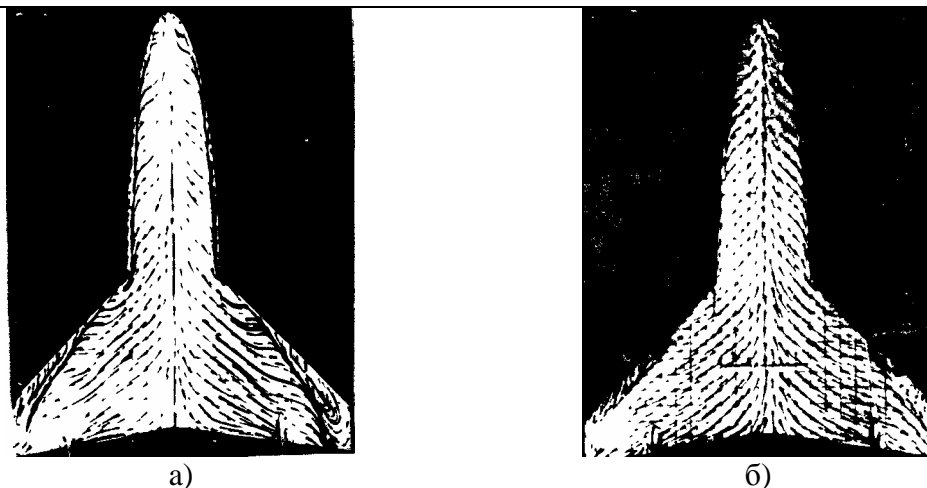


Рис. 7. Спектры поверхностных линий тока крыла IV с эллиптическим наплывом:
а) $\alpha = 22^\circ$; б) $\alpha = 38^\circ$

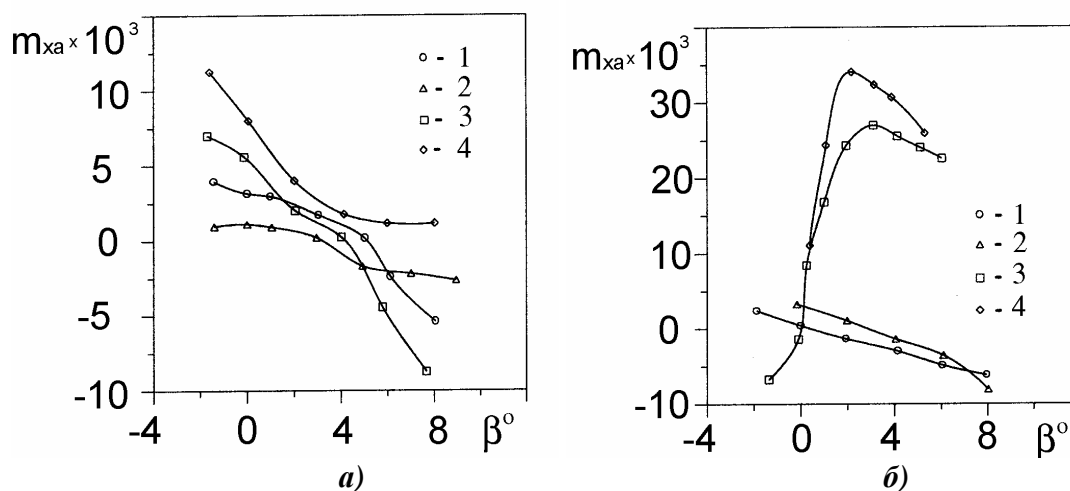


Рис. 8. Влияние угла скольжения на моменты крена крыла с эллиптическим (а) и треугольным (б) наплывами: 1 – $\alpha = 0^\circ$; 2 – $\alpha = 10^\circ$; 3 – $\alpha = 20^\circ$; 4 – $\alpha = 40^\circ$

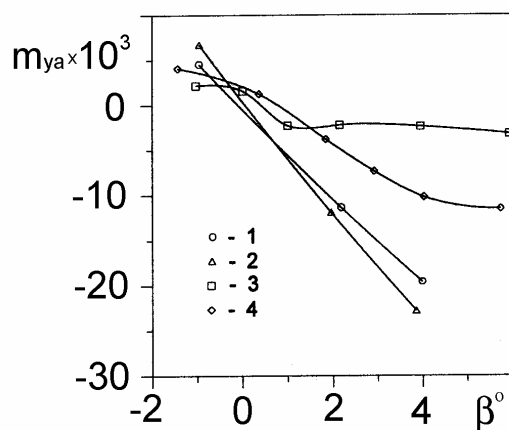


Рис. 9. Влияние угла скольжения на моменты рыскания крыла с эллиптическими наплывами: 1 – $\alpha = 0^\circ$; 2 – $\alpha = 10^\circ$; 3 – $\alpha = 20^\circ$; 4 – $\alpha = 40^\circ$

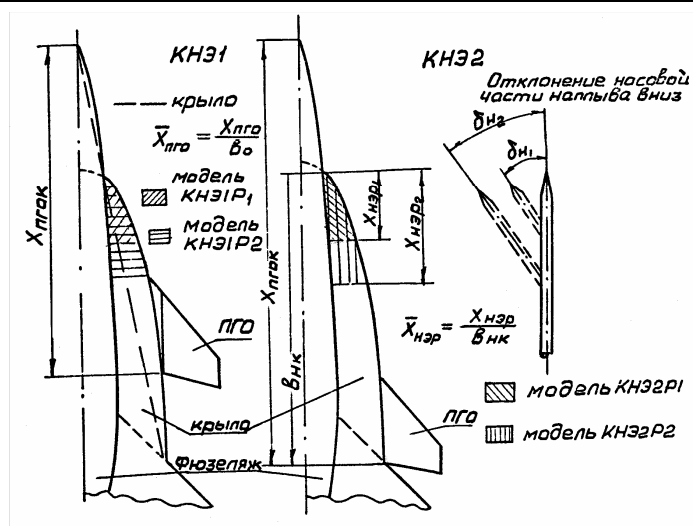


Рис. 10. Схемы упрощенных компоновок самолетов (модели КНЭ)

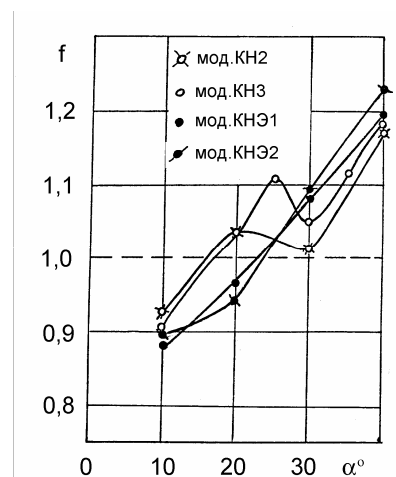
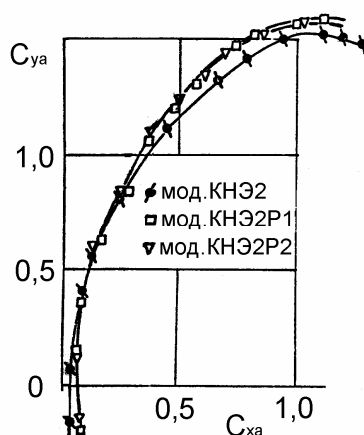
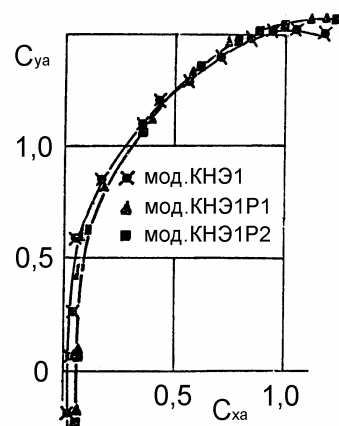


Рис. 11. Влияние угла атаки на коэффициент полезной интерференции f моделей упрощенных компоновок самолетов



а)



б)

Рис. 12. Поляры первого рода моделей упрощенных компоновок самолетов

ЛИТЕРАТУРА

1. Визель Е.П., Гончар А.Е. Исследование влияния вихревой структуры течения, формы и параметров передних корневых наплывов крыла на аэродинамические характеристики модели самолета с крылом умеренной стреловидности // Техника Воздушного флота. – М., 1994. – № 1-2.
2. Вождаев Е.С., Головкин В.А., Головкин М.А., Долженко Н.Н. Методы управления взаимодействием вихревых структур с элементами самолета на больших углах атаки // Ученые записки ЦАГИ. – М., 1996. – Т. 27, № 1-2.
3. С.Б. Свирщевский, Л.Г. Артамонова, А.Н. Радциг, Н.В. Семенчиков. Управление аэродинамическими характеристиками профилей путем комбинированного воздействия на структуру обтекания верхней и нижней ветвей его контура. В сб. докладов 5-го Форума Российского вертолетного общества, Москва, 22-24 января 2002 г. – М.: Изд-во РВО, 2002.
4. Е.Л. Бедрицкий, Б.С. Дубов, А.Н. Радциг. Теория и практика аэродинамического эксперимента. – М.: Изд-во МАИ, 1990, – 216 с.
5. А.Н. Радциг. Экспериментальная гидроаэромеханика. – М.: Изд-во МАИ, 2004.

FEATURES OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF WINGS WITH ELLIPTIC LEX

Artamonova L.G., Radtsig A.N., Semenchikov N.V., Yakovlevsky O.V.

The results of experimental investigations aimed to increase wing lift with the help of elliptic LEXes are presented. The investigations were carried out in a subsonic flow in a wide angle of attack range ($0^\circ - 40^\circ$). The wings with elliptic LEXes are shown to have more high lift properties than the same wings with delta and gothic LEXes and have favourable roll and yaw stability characteristics.

Сведения об авторах

Артамонова Любовь Георгиевна, окончила МАИ им. С. Орджоникидзе (1955), кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики летательных аппаратов МАИ (ГТУ), автор более 65 научных работ, область научных интересов – аэродинамика летательных аппаратов (ЛА) при больших углах атаки, управление отрывными течениями.

Радциг Александр Николаевич, 1931 г.р., окончил МАИ им. С. Орджоникидзе (1955), кандидат технических наук, профессор кафедры аэродинамики летательных аппаратов МАИ (ГТУ), автор более 85 научных работ, область научных интересов – теоретическая и прикладная аэродинамика, аэродинамика ЛА при больших углах атаки.

Семенчиков Николай Витальевич, 1941 г.р., окончил МАИ им. С. Орджоникидзе (1964), кандидат технических наук, профессор кафедры аэродинамики летательных аппаратов МАИ (ГТУ), автор более 110 научных работ, область научных интересов – вихревые, струйные и отрывные течения, аэродинамика ЛА.

Яковлевский Олег Васильевич, 1932 г.р., окончил МФТИ (1955), кандидат технических наук, профессор кафедры аэродинамики летательных аппаратов МАИ (ГТУ), автор более 120 научных работ, область научных интересов – турбулентные струйные течения, аэроакустика, аэродинамика ЛА и промышленная аэродинамика.