

Влияние удлинения крыла на аэродинамические характеристики дозвукового транспортного самолёта в крейсерском режиме полёта

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»
Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова*

Одной из важнейших проблем, возникающих при создании авиационной техники, является определение аэродинамических характеристик проектируемого летательного аппарата. Выполнение аэродинамических требований к проектируемому самолёту стоит в ряду наиболее приоритетных задач. Самые надёжные результаты по определению аэродинамических характеристик самолёта дают лётные испытания. Но такие испытания требуют очень больших затрат трудовых, временных и материальных ресурсов. Кроме того, на предварительных этапах проектирования лётные испытания проводить невозможно. Эксперимент в аэродинамических трубах также дорог и требует больших временных затрат. Поэтому на начальных этапах проводится численный эксперимент на основе формул, полученных из анализа данных, найденных теоретическими исследованиями, полученных в аэродинамических трубах и в лётных испытаниях. Используемые эмпирические формулы позволяют определить аэродинамические коэффициенты в зависимости от геометрических параметров самолета и критериев подобия, характеризующих поток. Результаты расчётов аэродинамических характеристик самолётов и применяемые для этого эмпирические формулы приведены в работах [1] – [7].

Для выбора рациональных форм и размеров самолёта необходимо иметь зависимость аэродинамических характеристик от указанных параметров. Одним из наиболее важных параметров дозвукового самолёта, влияющих на его аэродинамические характеристики, является удлинение крыла. Цель настоящей статьи – проведение всестороннего систематического анализа влияния удлинения крыла на аэродинамические характеристики самолёта. Ранее такой комплексный анализ в одной работе не проводился. Кроме того, приведенные в цитируемой литературе методики [7] дают заниженное значение коэффициента волнового сопротивления, обусловленного влиянием подъёмной силы при $0.4 < M_\infty < M_{кр(c_y=0)}$. Ставилась задача разработать формулы, позволяющие рассчитать волновое сопротивление с приемлемой точностью. Остальные расчетные формулы взяты из источников [1] – [7].

В качестве начальных параметров для исследования влияния удлинения крыла на аэродинамические характеристики самолёта выбраны параметры дозвукового транспортного самолёта Ан-72. Исходный самолёт имеет крыло с такими геометрическими параметрами $S = 98.78 \text{ м}^2$, $\lambda = 10,27$, $\eta = 3,03$, $\chi = 13^\circ 57'$ (Рис. 1).

Анализировались различные модификации самолёта, в которых площадь крыла, сужение и стреловидность по передней кромке не изменялись, а варьировалось только его удлинение. Следует отметить, что с увеличением удлинения

растет масса конструкции, но в данной работе эти вопросы не рассматривались.

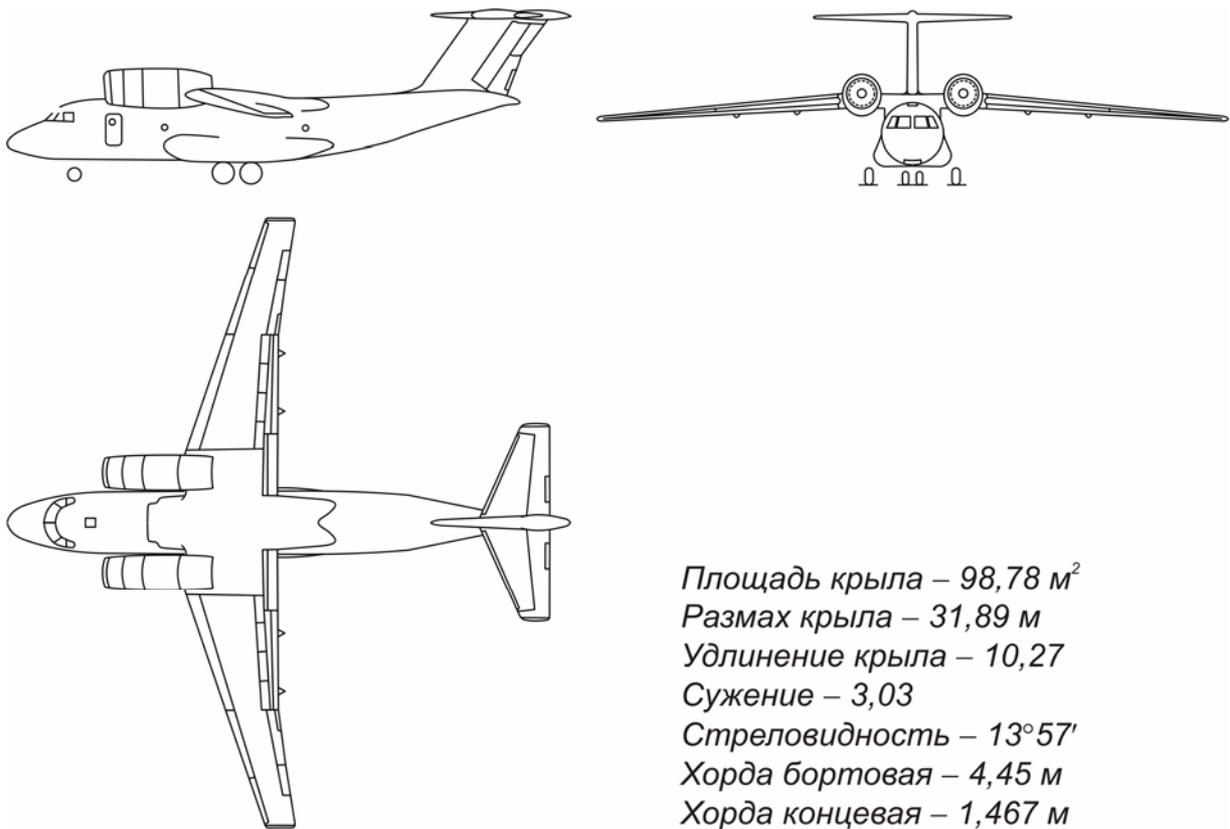


Рис. 1. Схема самолёта Ан-72

Удлинение крыла оказывает существенное влияние на коэффициент подъёмной силы C_{ya} и коэффициент сопротивления C_{xa} . В общем случае зависимость $C_{ya}(\alpha)$ при безотрывном обтекании крыла (отрыв за счёт вязкости) представляется в виде [7]

$$C_{ya} = C_{ya \text{ лин}} + \Delta C_{ya},$$

где $C_{ya \text{ лин}}$ – линейная составляющая коэффициента подъёмной силы, обусловленная продольным обтеканием крыла; ΔC_{ya} – нелинейная составляющая, обусловленная поперечным обтеканием.

При $\lambda \geq 3.0$ можно считать, что ΔC_{ya} равно нулю.

Линейная составляющая

$$C_{ya \text{ лин}} = C_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0)$$

Угол нулевой подъёмной силы α_0 определяется вогнутостью профиля и геометрической кривой крыла. Можно считать, что на α_0 не влияют удлинение и стреловидность (влияние удлинения сказывается при $\lambda \leq 1.5$, влияние стреловидности – при $|\chi| \geq 60^\circ$).

Величина производной c_{ya}^α не зависит от крутки крыла и определяется формой в плане, при этом основное влияние оказывают удлинение и стреловидность, а сужение влияет слабо. Можно рекомендовать следующую формулу для расчёта c_{ya}^α , пригодную для крыла произвольной формы в плане:

$$c_{ya}^\alpha = \frac{c_{ya\infty}^\alpha \lambda}{p\lambda + c_{ya\infty}^\alpha / \pi}, \quad (1)$$

где p – отношение полупериметра крыла к его размаху (на рис. 2 полупериметр p выделен жирными линиями); характеристика профиля

$$c_{ya\infty}^\alpha = 2\pi(1 - 0.27\sqrt[4]{c}).$$

Для трапецевидного крыла

$$p = \frac{l_1 + l_2 + b_k}{l},$$

или

$$p = 0.5 \left(\frac{1}{\cos \chi_{пк}} + \frac{1}{\cos \chi_{зк}} \right) + \frac{2}{\lambda(\eta + 1)}.$$

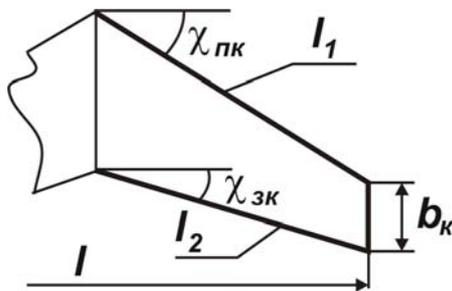


Рис. 2. Трапецевидное крыло

Для нестреловидных крыльев при $\lambda \rightarrow \infty$ $p \rightarrow 1$ и $c_{ya}^\alpha \rightarrow c_{ya\infty}^\alpha$, т.е. имеем характеристику профиля.

Для стреловидных крыльев при $\lambda \rightarrow \infty$

$$p \rightarrow \frac{1}{\cos \chi} \text{ и } c_{ya}^\alpha \rightarrow c_{ya\infty}^\alpha \cos \chi.$$

Из-за своей универсальности формула (1) носит приближённый характер.

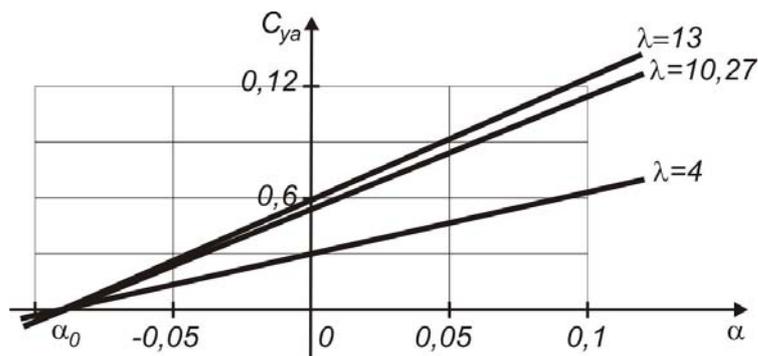


Рис. 3. Зависимость $c_{ya}^\alpha(\alpha, \lambda)$

Имеются более точные формулы, но они ограничены областями применимости по форме в плане, удлинению и стреловидности.

Влияние удлинения крыла λ на зависимость $c_{ya}^\alpha(\alpha)$ иллюстрируется рис. 3. С увеличением удлинения величина c_{ya}^α возрастает.

Физический смысл такого возрастания заключается в том, что при дозвуковых скоростях обтекания на концевых кромках крыла перепад давления равен нулю, поэтому концевые зоны крыла создают меньшую подъёмную силу по сравнению с его центральными зонами. С увеличением удлинения крыла относительная площадь концевых зон по сравнению с площадью всего крыла уменьшается. Коэффициент подъёмной силы – это осреднённый по площади коэффициент перепада давления, поэтому с увеличением λ он возрастает.

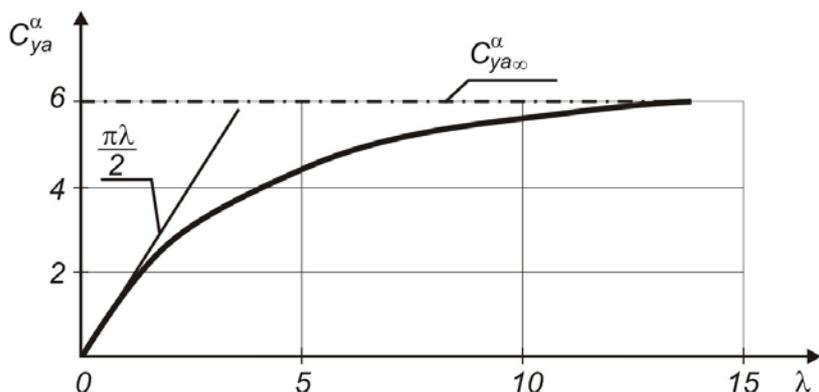


Рис. 4. Влияние удлинения на производную C_{ya}^α

График изменения производной C_{ya}^α в зависимости от удлинения изображён на рис. 4. Из графика видно, что с увеличением удлинения, величина C_{ya}^α асимптотически стремится к характеристике профиля $C_{ya\infty}^\alpha$. Теоретические и экспериментальные исследования

показывают, что при малых удлинениях форма крыла в плане не влияет на производную C_{ya}^α , которая зависит от λ по линейному закону $C_{ya}^\alpha = \frac{\pi\lambda}{2}$. Это и подтверждает график, приведенный на рис. 4.

Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ с уменьшением удлинения возрастает. У крыльев больших удлинений критический угол атаки находится в диапазоне $\alpha_{кр} = 14 - 20^\circ$, у крыльев малых удлинений $\alpha_{кр} = 30 - 40^\circ$. Причина такого затягивания отрыва потока заключается в том, что когда частицы движутся в сторону увеличения давления, то те из них, которые находятся в пограничном слое, имеют маленькую скорость. Кинетическая энергия таких частиц недостаточна для преодоления существующего перепада давления, и они вначале останавливаются, а затем поворачивают обратно. У крыльев малых удлинений свободная вихревая поверхность, которая имеет наибольшую интенсивность, у концов крыла располагается вблизи верхней поверхности крыла. Эта вихревая поверхность сообщает частицам, лежащим на верхней поверхности крыла, дополнительную скорость и тем самым увеличивает их кинетическую энергию. В результате отрыв потока на крыле затягивается до больших углов атаки.

Результаты продувок в аэродинамических трубах [4] показывают, что у крыльев больших удлинений максимальное значение коэффициента подъемной силы практически не зависит от удлинения. Такую закономерность можно объяснить тем, что с уменьшением удлинения уменьшается производная C_{ya}^α , но вместе с тем затягивается отрыв потока. При отсутствии специальных средств механизации для крыльев с удлинением $\lambda > 3 \dots 3.5$ максимальный коэффициент подъемной силы определяется формой профиля и составляет величину порядка $C_{ya}^{max} = 1.4 \dots 1.8$.

На профильное сопротивление удлинение практически не влияет, а коэффициент индуктивного сопротивления C_{xi} в значительной степени зависит от удлинения крыла.

Индуктивное сопротивление возникает за счёт возмущённого движения, индуцируемого свободной вихревой поверхностью (СВП), сходящей с несущих по-

верхностей самолёта. Во всё время движения за каждый промежуток времени в возмущённое движение вовлекаются всё новые частицы. Из закона сохранения энергии следует, что произведение индуктивного сопротивления на путь, который пролетел самолёт за единицу времени, равняется дополнительной энергии частиц, вовлечённых в возмущённое движение за эту же единицу времени. Для крыльев больших удлинений СВГ сходит в основном с концевых зон крыла. При увеличении размаха крыла при неизменной хорде суммарная интенсивность СВГ изменяется не очень сильно, следовательно, незначительно изменяется и суммарное индуктивное сопротивление. Поскольку площадь крыла при этом возрастает, то коэффициент c_{xi} убывает и для крыла бесконечного размаха стремится к нулю.

Для плоских крыльев индуктивное сопротивление определяется по выражению:

$$c_{xi} = \frac{c_{ya}^2}{\pi\lambda} (1 + \delta).$$

Здесь параметр δ можно найти по формуле [7]

$$\delta = 0.114\delta_1\delta_2,$$

$$\text{где } \delta_1 = m(1 + 0.225m),$$

$$\delta_2 = 0.35\bar{\eta}^2 + (6\bar{\eta} + 1)^{-3}, \text{ а}$$

$$m = \frac{\lambda}{c_{ya\infty}^\alpha \cos \chi_{0.5}}.$$

Влияние удлинения на индуктивное сопротивление иллюстрируется рис. 5.

Удлинение крыла оказывает влияние на критическое число Маха $M_{кр}$. Число $M_{кр}$ определяет верхнюю границу дозвуковых скоростей полета. Для

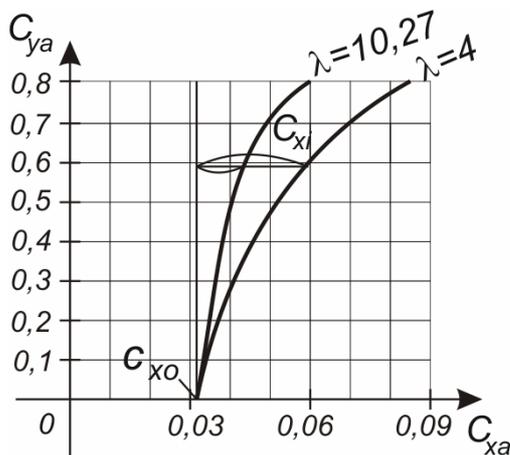


Рис. 5. Влияние удлинения на полярю

оценки величины $M_{кр}$ крыла при нулевой подъемной силе можно воспользоваться формулой [7]

$$M_{кр} = 1 - \frac{m\lambda^2 \sqrt{c}}{\lambda^2 + 0,1} \cos \chi_c,$$

где $m = 0.7$; если на крыле (оперении) используется классический профиль, $m = 0,55$ – сверхкритический.

С увеличением удлинения крыла $M_{кр}$ уменьшается, и наиболее значительно влияние λ на $M_{кр}$ проявляется для крыльев малых удлинений.

В отчете [2] волновое сопротивление рекомендуется рассчитывать по выражению:

$$c_{xв} = 0.0038 \left(\frac{0,11}{0,11 - M + M_{кр}^*} \right)^3,$$

где $M_{кр}^*$ – критическое число Маха, при заданном значении C_y определяемое из условия $\frac{dc_{xa}}{dM} = 0,1$. В настоящей работе для определения величины $M_{кр}^*$ предложена формула

$$M_{кр}^* = \left(1 - \frac{\alpha \cdot (C_{ya})^{\frac{1}{n}} + \gamma}{\beta} \right) \cdot 0,9 + 0,1,$$

где $\alpha = \kappa \cdot \bar{c} \cdot \cos^2 \chi_c$; $\beta = \frac{\lambda_k^2 + 0,1}{\lambda_k^2}$; $\gamma = m \cdot \sqrt{\bar{c}} \cdot \cos \chi_c$

Для улучшения сходимости результатов расчета с данными летного эксперимента по самолету Ан-72 введена поправочная эмпирическая формула для коэффициента волнового сопротивления при значениях C_{ya} , выводящих течение за пределы дозвукового:

$$K = 1.15 - 0.5(C_{ya} - 0,1).$$

Удлинение крыла оказывает существенное влияние на аэродинамическую интерференцию. Теоретическое значение коэффициентов интерференции K_α^0 и ΔK_α^0 , учитывающих взаимное влияние крыла и фюзеляжа кругового сечения на подъёмную силу, определяется следующим образом:

$$K_\alpha^0 = \frac{1 + \sigma \sqrt{1 - h^2}}{1 + \sigma^2 h^2}, \quad \sigma = \frac{d_\phi}{l}, \quad h = 2H/d_\phi, \quad \Delta K_\alpha^0 = K_\alpha^0 (K_\alpha^0 - 1).$$

где l – размах крыла, d_ϕ – диаметр фюзеляжа в месте его сочленения с крылом, H – расстояние от плоскости крыла до центра фюзеляжа.

Поправочный множитель ν_1 , учитывающий влияние удлинения на коэффициент K_α^0 , рассчитывают по формуле

$$\nu_1 = 1 + \sigma(1 - \sigma)(\eta - 1) / [\eta(1 + \sigma)^2]$$

Увеличение удлинения крыла при неизменной площади приводит к увеличению его размаха, а следовательно, и к уменьшению параметра σ . В результате $K_\alpha \rightarrow 1$ и $\Delta K_\alpha \rightarrow 0$, и это показывает, что при увеличении удлинения взаимное влияние крыла и фюзеляжа на подъёмную силу уменьшается.

Аналогичным образом определяются коэффициенты K_ϕ и ΔK_ϕ , учитывающие угол установки крыла относительно фюзеляжа ϕ . С увеличением удлинения они изменяются так же, как и коэффициенты K_α и ΔK_α .

При расчёте аэродинамических сил, действующих на горизонтальное оперение, необходимо учитывать скос потока ε за крылом. Указанный скос потока определяется по формуле $\varepsilon = \varepsilon^\alpha \alpha + \varepsilon_0$, тогда истинный угол атаки α_{20} , под которым обтекается горизонтальное оперение, записывают в виде $\alpha_{20} = \alpha - \varepsilon = (1 - \varepsilon^\alpha)\alpha - \varepsilon_0$. Скос потока создаётся свободной вихревой по-

верхностью, сходящей с крыла, и наибольшую интенсивность имеют свободные вихри, сошедшие с боковых кромок. Поскольку с увеличением размаха крыла эти вихри уносятся к периферии течения, то их влияние на горизонтальное оперение уменьшается и скос потока также становится меньше. Исследования показывают, что производная скоса потока по углу атаки ε^α обратно пропорциональна удлинению крыла λ .

Таким образом, удлинение крыла является одним из важнейших параметров самолёта, который существенно влияет на его аэродинамические характеристики.

Для проверки изложенных положений на основе формул, приведенных в работах [1] – [7], была составлена компьютерная программа расчёта аэродинамических характеристик самолёта.

Блок-схема разработанной программы представлена на рис. 6.

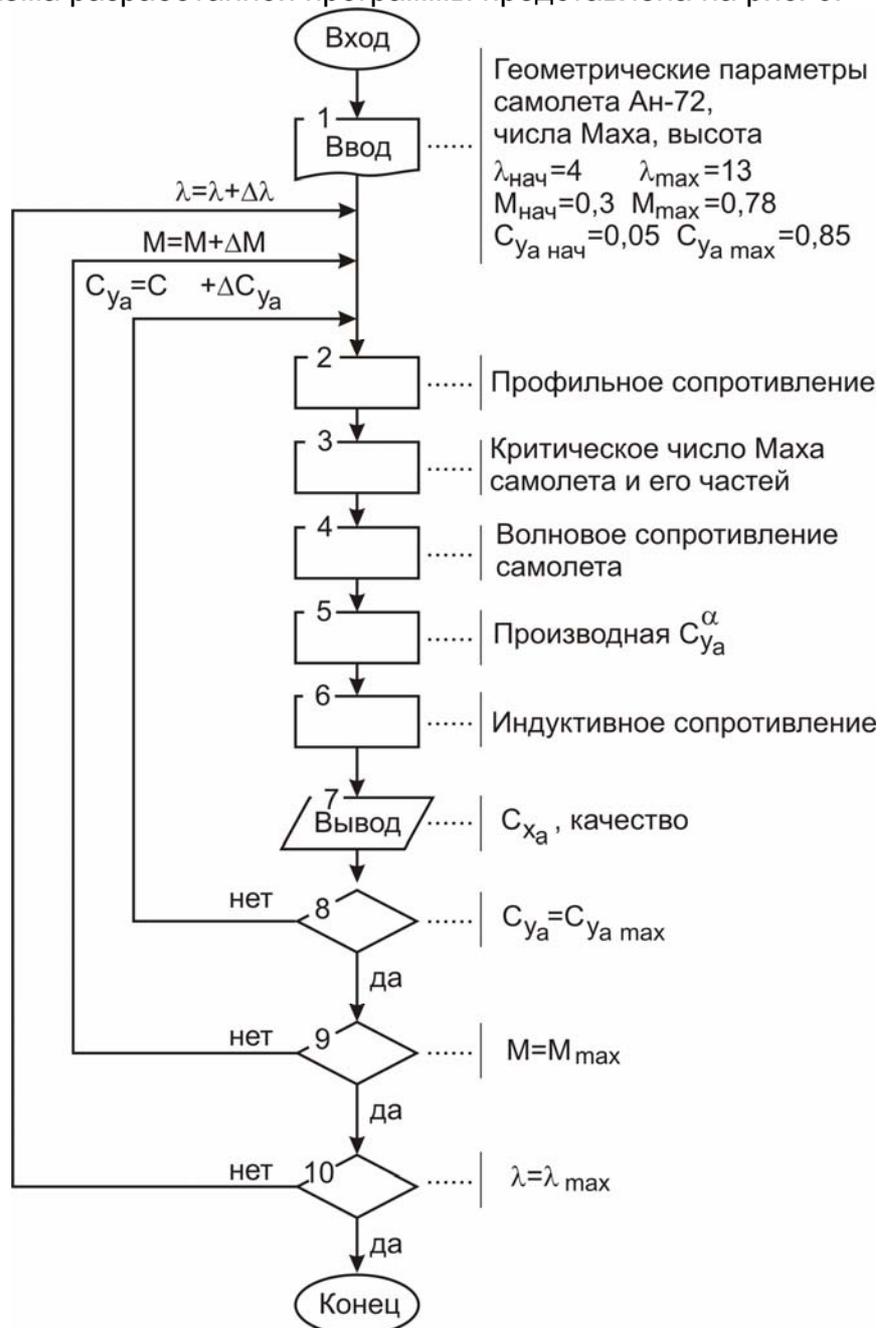


Рис. 6. Блок-схема программы

На первом этапе были проведены тестовые расчёты аэродинамических характеристик самолёта Ан-72. Рассчитывался коэффициент сопротивления самолёта при различных значениях C_{ya} и M_∞ .

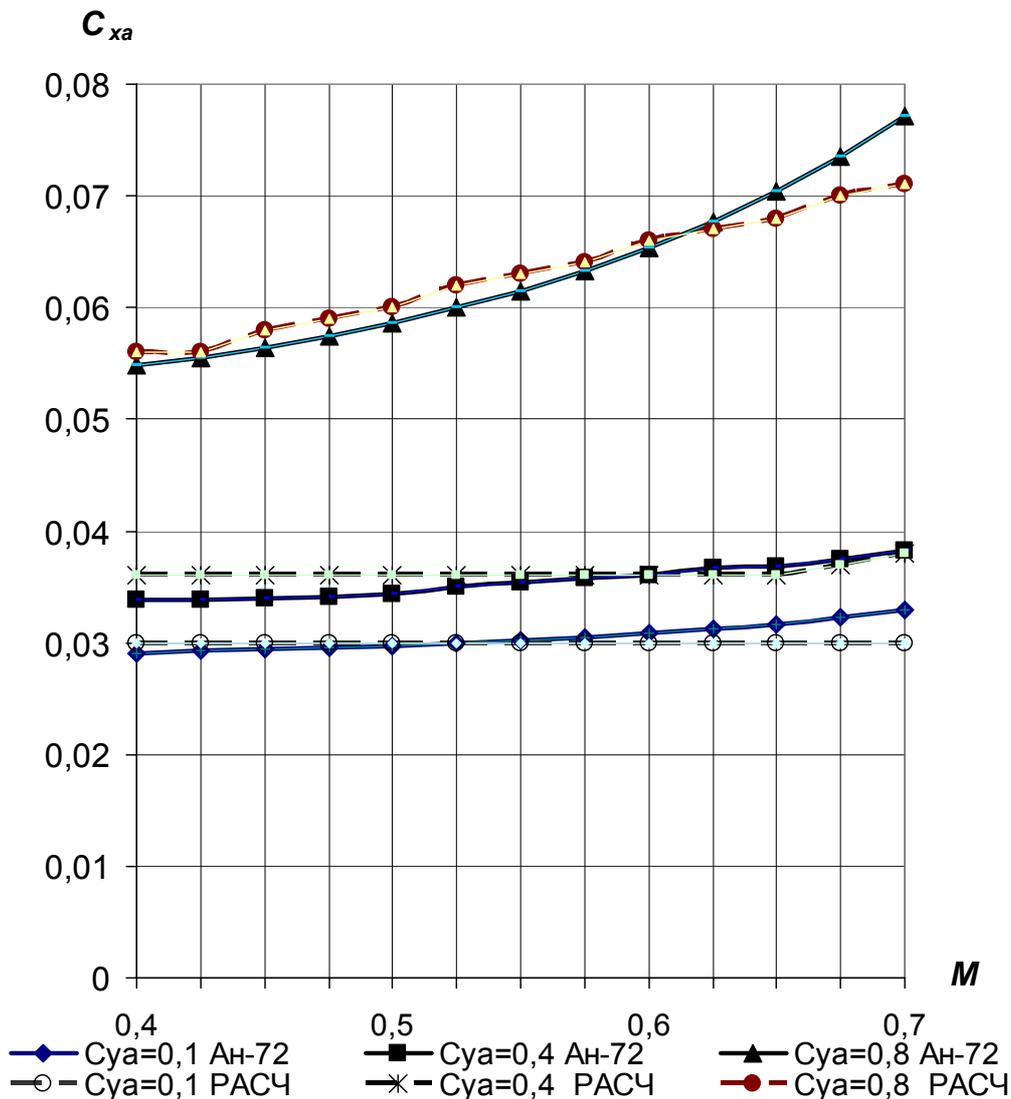


Рис. 7. Тестовые расчёты аэродинамических характеристик самолёта Ан-72

На рис. 7 приведено сравнение полученных результатов с известными характеристиками. Из рисунка видно, что совпадение результатов получилось удовлетворительным, поэтому предложенный метод можно использовать для расчета аэродинамических характеристик самолетов данного класса.

Составленная программа использовалась для проведения численного эксперимента по исследованию влияния удлинения крыла на аэродинамические характеристики самолёта. Рассчитывались различные модификации самолёта Ан-72. Модифицированная схема самолёта имела площадь крыла, равную площади исходного самолёта, но удлинение крыла изменялось. Результаты расчётов приведены на рис. 8, 9. Исследования проводились для удлинений крыла λ от 4 до 13, для значений M_∞ от 0,3 до 0,78. Исследуемый коэффициент подъёмной силы изменялся в пределах от 0,05 до 0,85.

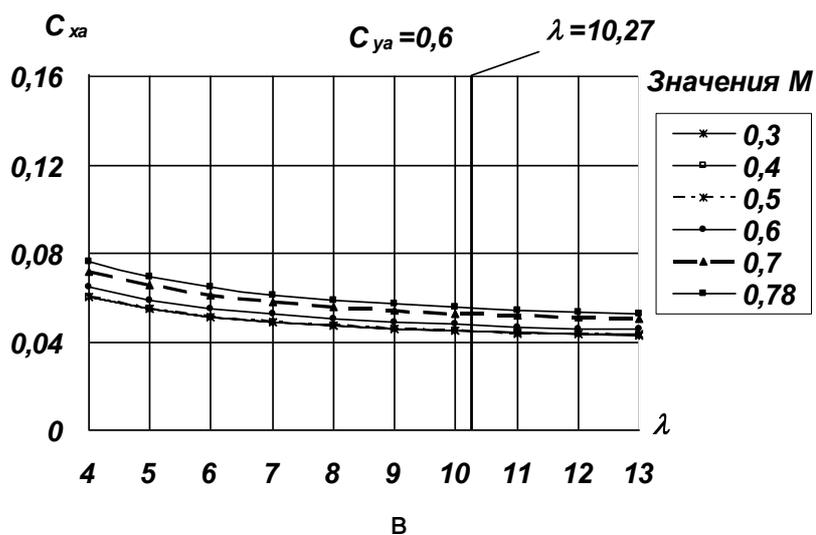
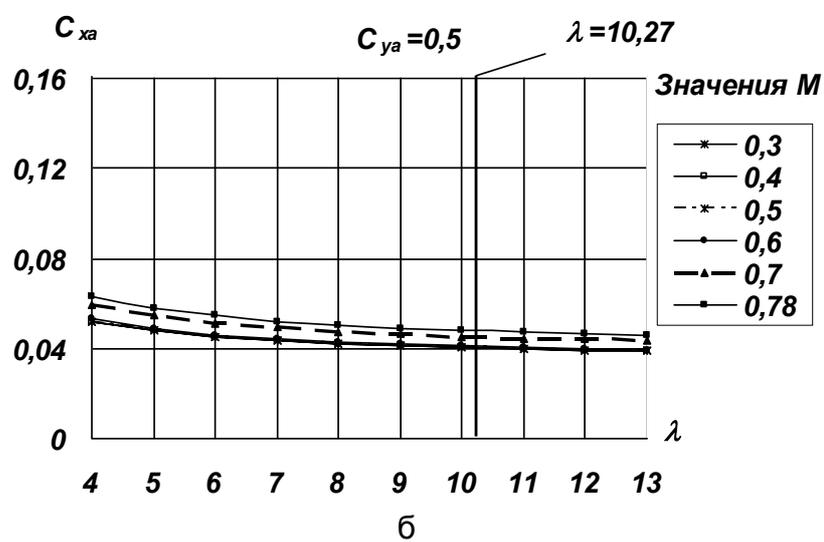
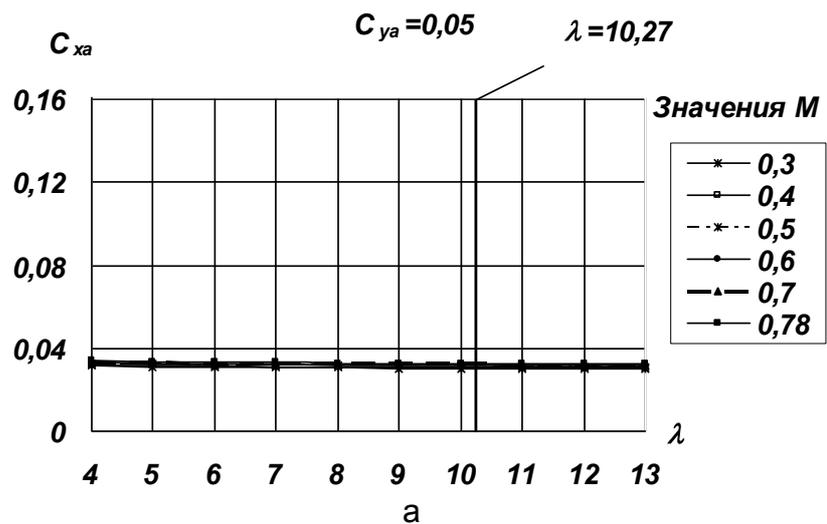


Рис. 8. Зависимость коэффициента C_{ya} самолета от параметров λ и M

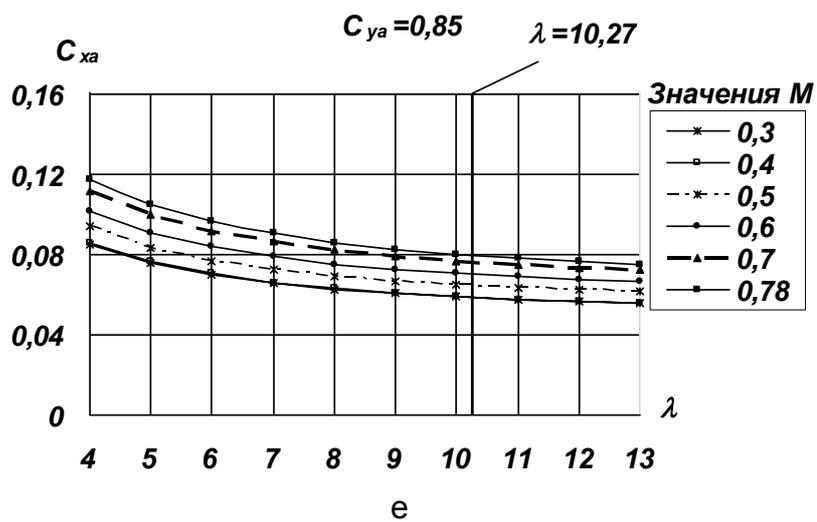
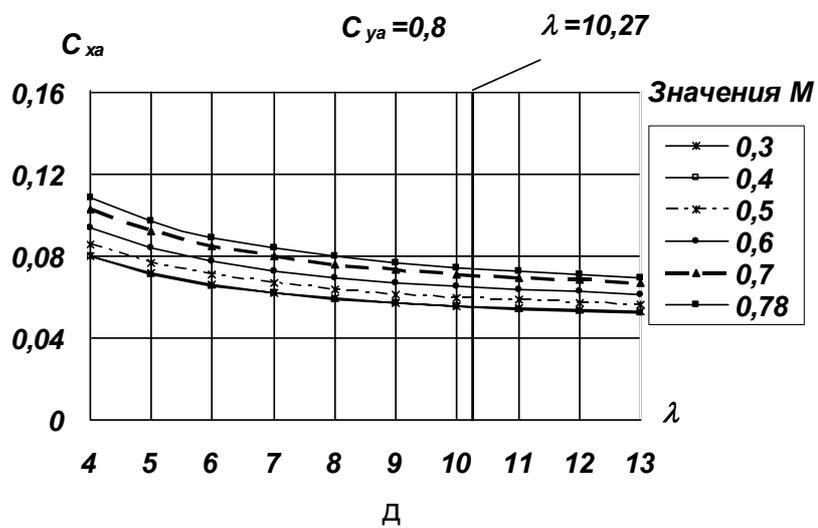
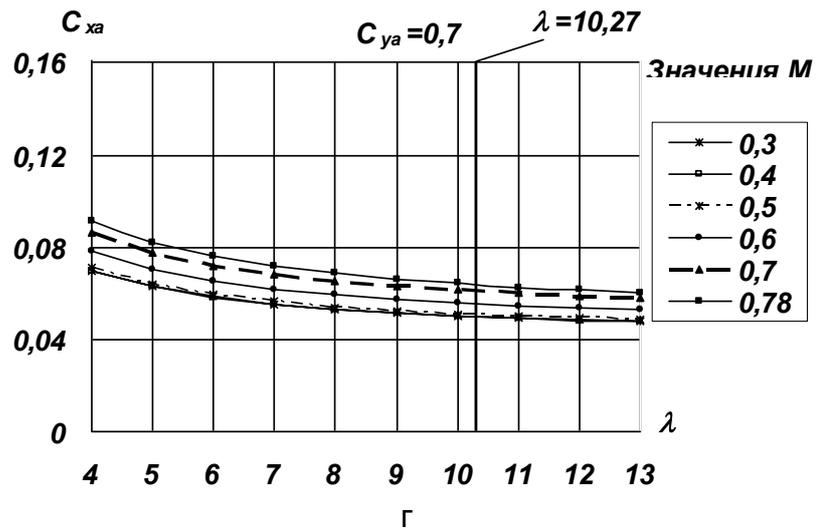


Рис. 8. Окончание

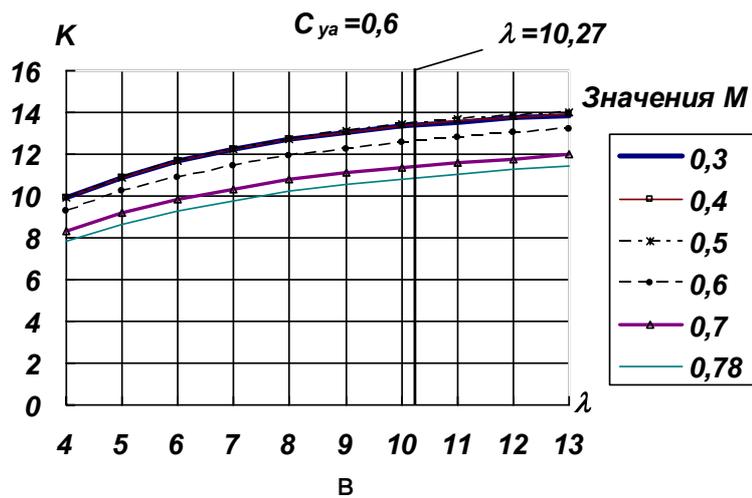
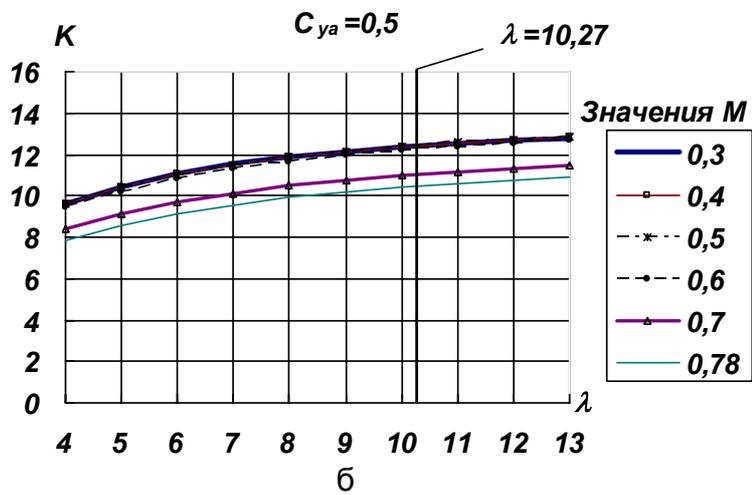
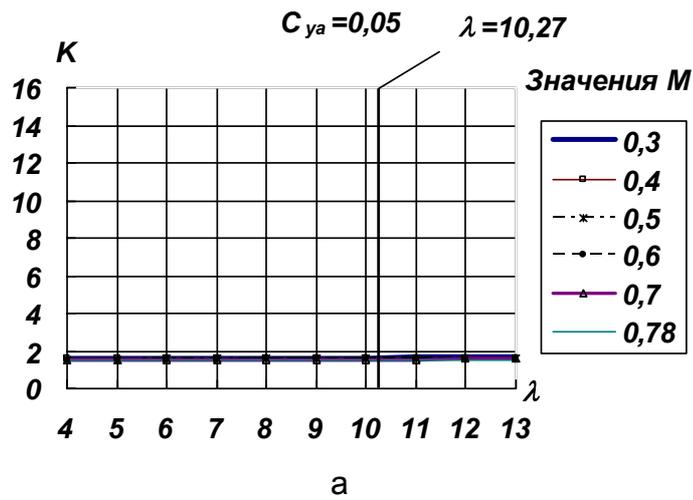


Рис. 9. Зависимость качества самолета от параметров λ и M

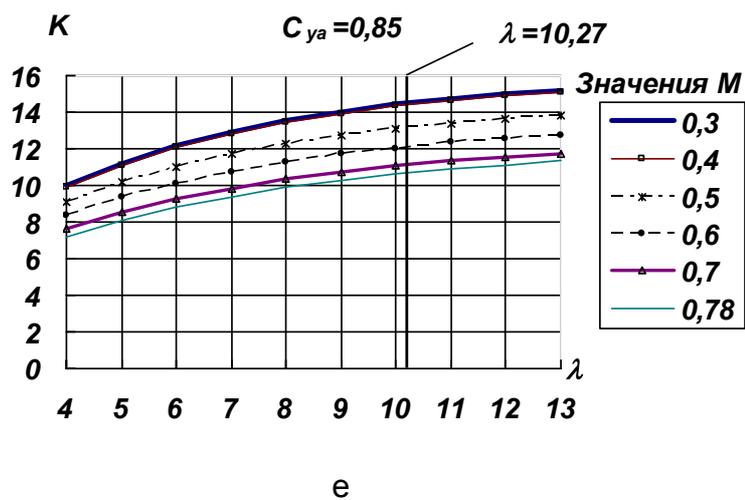
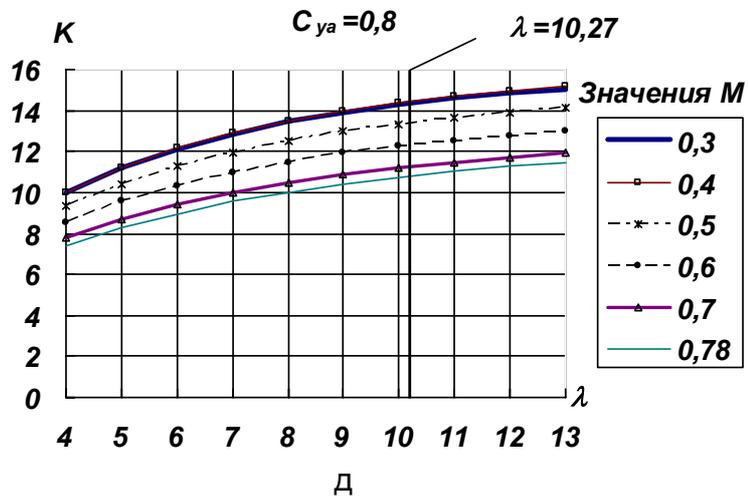
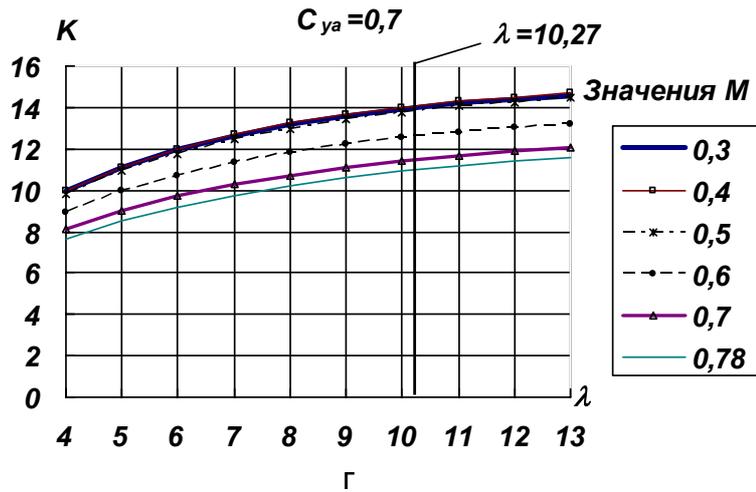


Рис. 9. Окончание

Результаты исследований влияния удлинения крыла на коэффициент сопротивления самолёта показаны на рис. 8, а влияние удлинения на аэродинамиче-

ское качество самолёта иллюстрируется рисунком 9. При этом значение коэффициента сопротивления самолёта C_{xa} изменялось в пределах от 0,03 до 0,12, а качество – от 1,5 до 15,3. На всех графиках аэродинамические характеристики базового самолёта Ан-72 соответствуют жирной вертикальной линии. Исследования показали, что при малых значениях коэффициента подъёмной силы ($C_{ya}=0.05$) коэффициент C_{xa} и качество самолёта практически не зависят ни от удлинения, ни от числа Маха. С увеличением C_{ya} такая зависимость от параметров λ и M_∞ становится всё более существенной. Численный эксперимент показывает, что уменьшение удлинения приводит к ухудшению аэродинамических характеристик по сравнению с исходным самолётом, тогда как увеличение λ положительно сказывается на аэродинамических характеристиках. Положительное влияние удлинения особенно эффективно проявляется при больших значениях коэффициента C_{ya} .

Выводы

В работе проведен всесторонний систематический анализ влияния удлинения крыла на аэродинамические характеристики самолёта. Предложена методика уточнения волнового сопротивления, вызванного подъёмной силой. На основе изложенных в статье подходов разработана программа расчёта аэродинамических характеристик самолёта. Расчёты показывают, что, к примеру, для $C_{ya}=0.85$ при изменении удлинения крыла от исходного значения $\lambda=10,27$ до $\lambda=13$ коэффициент сопротивления самолёта C_{xa} уменьшается на 14%, а его качество возрастает на 16%. Данная методика позволяет определять аэродинамические характеристики самолёта в процессе проектирования и является основой для выбора параметров крыла, обеспечивающего заданные летные характеристики.

Список литературы

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. Издательский отдел ЦАГИ. АВИА-Издательство. КНР Москва-Пекин 1995. – 750 с.
2. Баринов В.А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов. Труды ЦАГИ. АВИА. 1983. – Вып. 2205. – 28 с.
3. Краснов Н.Ф. Основы аэродинамического расчета. – М.: Высш. шк., 1981. – 496 с.
4. Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей. М. – Л., Госиздат оборонной промышленности, 1939. – 332 с.
5. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. – М.: Машиностроение. 1983. 648 с.
6. Тюрёв В.В. Методы расчета аэродинамических характеристик крыла. -Х. Харьк. Авиаци. ин-т, 1988. – 49 с.
7. Холявко В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета. -Х. Харьк. Авиаци. ин-т, 1991. – 71 с.
8. Варуха И.М., Ковтонюк В.В., Бычков В.Д., Никитин В.М. Аэродинамика самолета Ан-72. – К. АНТК им. О.К. Антонова. – 500 с.