

doi: 10.32620/oikit.2021.92.02

УДК 629.735.33

А. З. Двейрин, В. И. Рябков

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ФОРМ КРЫЛА ТЯЖЕЛЫХ САМОЛЕТОВ НА ОСНОВЕ ИХ КОЭФФИЦИЕНТА ЭЛЛИПТИЧНОСТИ

*Государственное предприятие «Антонов»
Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

При создании модификаций, в особенности тяжелых транспортных самолетов, неизбежно возникает проблема перекомпоновки крыла и, в первую очередь, формы по виду в плане и её геометрических параметров.

Наиболее важным этапом выбора параметров трапециевидных крыльев является обеспечение при проектировании закона изменения циркуляции по их размаху, максимально приближенного к закону распределения циркуляции в эллиптическом крыле, что и приводит к минимальной величине его индуктивного сопротивления при заданной величине подъемной силы.

В последнее время при решении подобной проблемы получил распространение метод формирования основных геометрических размеров крыла по виду в плане по равенству так называемых коэффициентов форм трапециевидного ($K_{\phi mp}$) и равного по площади

эллиптического ($K_{\phi \varepsilon}$) крыльев. При этом установлено, что такое равенство справедливо для простого трапециевидного крыла с сужением $\eta = 2,857$, что обеспечивает трапециевидному крылу минимум индуктивного сопротивления.

Такой подход оказался достаточно эффективным при формировании геометрических параметров крыльев легких и средних самолетов.

Однако для тяжелых самолетов с большой площадью крыла, план которого образован тремя и более трапециями, возникли трудности в определении коэффициентов форм, что и потребовало разработки специфичной методики их определения и использования в крыльях самолетов со взлетной массой более 300 т. Так возникла проблема формирования основных геометрических параметров крыла тяжелого самолета, таких как: число трапеций, образующих общий план крыла, число координат состыковки отдельных трапеций по полуразмаху крыла, величины сужений каждой из трапеций, общее сужение крыла и его удлинение на основе коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла (K_{mp}^{ε}).

Использование уточненной модели коэффициента эллиптичности произведено на примерах оценки эффективности трапециевидных крыльев таких тяжелых самолетов как Ил-86, С-5А, Ил-76 и Ан-124-100. При этом установлено, что наиболее высоким коэффициентом эллиптичности обладают крылья самолетов Ил-76 и С-5А. Крыло отечественного самолета Ан-124-100 несколько уступает им в величине коэффициента эллиптичности, что и следует иметь в виду при разработке последующих модификаций этого самолета.

Ключевые слова: трапециевидное крыло; коэффициент эллиптичности; метод оценки коэффициента эллиптичности тяжелых самолетов.

Параметрический анализ форм и геометрических параметров крыльев тяжелых самолетов

Понимание специфики геометрических параметров тяжелых самолетов базируется на анализе их форм и размеров уже созданных самолетов этого типа.

Такая специфика отчетливо наблюдается при анализе форм и размеров крыла различных самолетостроительных фирм.

Так, в базовом самолете В-747 площадь крыла (рис. 1) рассчитана за вычетом участков наплыва в подфюзеляжной зоне с учетом трёх изломов $Z_{н1} = Z_{борт}$, $Z_{н2}$ и $Z_{н3}$ и четырех трапеций части в полуразмахе крыла с $\eta_i > 1,0$ и $\bar{S}_n > 0$ в консольной части.

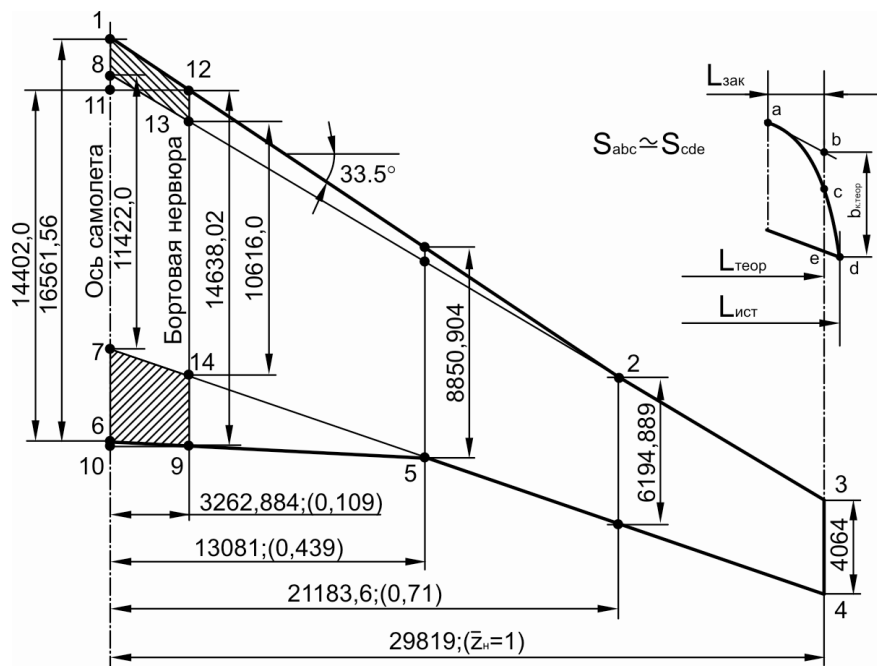


Рис. 1. Форма и геометрические размеры полукрыла самолета В-747

Американские фирмы при определении $S_{эф}$ исходят из более реального представления о форме составных (с наплывом) крыльев. При незначительных величинах $\bar{S}_n \leq 1...2\%$ площадь крыла подсчитывают по основной трапеции (табл. 1, поз. 3). Так и фирма Boeing при подсчете площади крыла модификаций самолета В-747, гладкое изолированное крыло которых имеет величину $\bar{S}_n = 14,9\%$, применила другую методику – площадь крыла определяли за вычетом участков наплывов в подфюзеляжной части.

Существуют и другие методики подсчета площади крыла с учетом центропланной части и трёх координат излома $Z_{н1} = Z_{борт}$, $Z_{н2}$ и $Z_{н3}$, когда одна трапеция прямоугольная $\eta_i > 1$, а консоль образована тремя трапециями с $\eta_i > 1,0$.

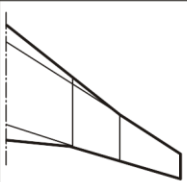
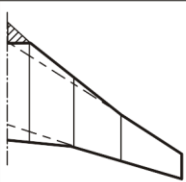
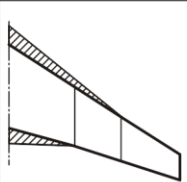
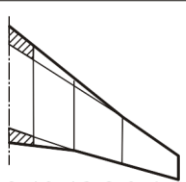
Методики подсчета [1] $S_{кр}$ при оценке его геометрического удлинения в КБ «Антонов» и европейских фирмах несколько отличаются от американских моделей (табл. 1).

Одним из критериев эффективности таких изменений выступает

известный коэффициент формы K_ϕ [5] (см. табл. 1), который свидетельствует о том, что наименьшим индуктивным сопротивлением обладают крылья, площадь которых подсчитывается по американским моделям.

Таблица 1

Варианты подсчета площади полукрыла В-747
различных фирм

Сравнительные параметры	Варианты				
	1	2	3	4	5
	АНТК "АНТОНОВ"	ЕВРОПА	США		Прямоуголь- ная центро- планная часть
		ВСЕ ФИРМЫ 	В-747 		
	1,2,3,4,5,6,1	11,12,2,3,4,5, 6,11	8,3,4,7,8 ТРАПЕЦИЯ	8,13,12,2,3,4,5, 3,14,7,8	11,12,2,3,4,5, 9,10,11
$S_{кр}, M^2$	542,942	535,889	461,785	513,04	536,658
$S_1, (\bar{S}_1)$	332,427;(0,612)	94,759;(0,177)	461,785	71,91;(0,140)	95,528;(0,178)
$S_2, (\bar{S}_2)$	121,918;(0,225)	230,615;(0,430)	—	230,615;(0,450)	230,615;(0,480)
$S_3, (\bar{S}_3)$	88,597;(0,163)	121,918;(0,228)	—	121,918;(0,237)	121,918;(0,227)
$S_4, (\bar{S}_4)$	—	88,597;(0,165)	—	88,597;(0,173)	88,597;(0,185)
$b_{САХ}, M$	10,574	10,314	8,325	9,637	10,342
$b_{САХ1}, M$	13,097	14,532	—	11,024	14,638
$b_{САХ2}, M$	7,601	11,982	—	11,982	11,982
$b_{САХ3}, M$	5,204	7,601	—	7,601	7,601
$b_{САХ4}, M$	—	5,204	—	5,204	5,204
λ	6,551	6,637	7,702	6,933	6,628
$K_{фм}$	1,161	1,148	1,075	1,120	1,149

Проведенный анализ показал, что крыльям тяжелых самолетов присущи многопараметрические изменения их геометрических параметров по виду в плане, среди которых следует выделить многовариантность трапеций, образующих общий план крыла, их индивидуальные геометрические размеры, координаты состыковки трех и более трапеций в общий план крыла и т. п.

Постановка проблемы

При проектировании модификаций тяжелых самолетов с взлетной массой более 300 т возникает ряд проблем, среди которых следует выделить задачу формирования геометрических параметров модифицированного крыла

и всей системы несущих поверхностей.

Понятие оптимального крыла, имея в виду его аэродинамическое совершенство, ввел Л. Прандтль [2], который определил его как крыло, имеющее минимальное индуктивное сопротивление при заданном коэффициенте подъемной силы. В соответствии с таким аэродинамическим критерием и развивались наука и практика формирования геометрических параметров крыла [3].

В соответствии с таким аэродинамическим критерием и развивались наука и практика формирования геометрических параметров крыла и оперения. И к настоящему времени существует ряд исследований, позволяющих оптимизировать их аэродинамические характеристики при заданной геометрии (поверочные расчеты). Использование моделей «статистическая геометрия → аэродинамические характеристики» требует апробации большого количества параметрических моделей оптимизируемого объекта, расширенного эксперимента и, в конечном итоге, не ограждает от ошибок.

Особенно острой эта проблема проявляется при формировании геометрических параметров крыла у тяжелых самолетов с взлетной массой более 300 т и с увеличенной площадью крыла.

Так, например, в материалах разработки самолета С-5А, наиболее эффективного по аэродинамической компоновке за всю историю создания транспортных самолетов, записано: «... после выбора основных геометрических параметров крыла (S и λ) основной проблемой явился выбор формы и других геометрических параметров по виду в плане...». И далее: «Форма крыла и крутка местных хорд были выбраны из условия обеспечения распределения нагрузки по размаху (при коэффициенте подъемной силы, соответствующем крейсерскому режиму), очень близкому к эллиптическому для уменьшения индуктивного сопротивления. Это потребовало большого числа приближений для определения формы крыла, кривизны и крутки его хорд».

Отечественная теория и практика формирования геометрических параметров трапециевидных крыльев по виду в плане базируется на использовании при проектировании коэффициентов форм трапециевидных крыльев по условию их равенства коэффициенту формы равного по площади эллиптического крыла [5]

$$K_{\text{фмр}}(\lambda, \eta, z_n, \varepsilon_i^o) = K_g = 1,081, \quad (1)$$

где λ, η, z_n и ε_i^o – удлинение, сужение, координаты излома и углы крутки местных хорд крыла.

Опыт показал, что использование таких моделей для простых трапециевидных крыльев (η) и крыльев с одной координатой излома по размаху крыла (η, z_n) (рис. 2 а) позволяет достаточно точно сформировать совокупность $(\lambda, \eta, z_n$ и $\varepsilon_i^o)$, обеспечивающую модифицированному крылу минимальную величину индуктивного сопротивления при заданной величине подъемной силы [5].

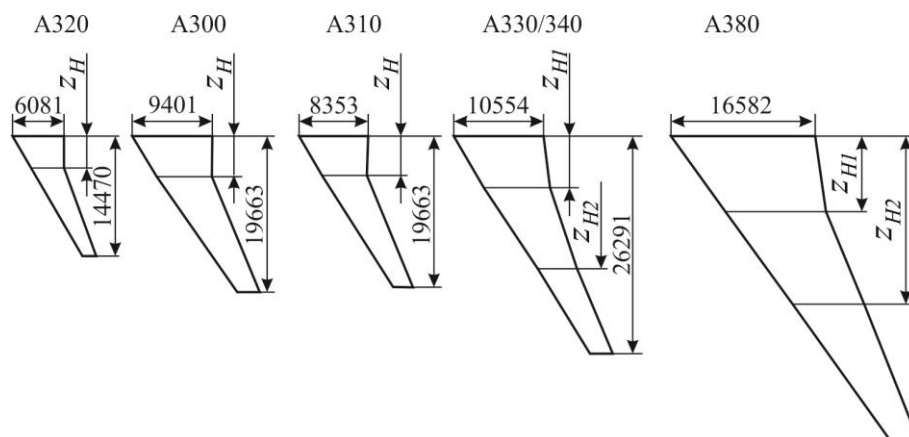


Рис. 2. Геометрия трапециевидных крыльев самолетов Airbus по их виду в плане: а – у средних самолетов; б – у тяжелых пассажирских и транспортных самолетов

Однако в практике создания тяжелых самолетов с большой площадью крыла получили распространение крылья, план которых образован несколькими трапециями с индивидуальными их параметрами ($\lambda_i, \eta_i, z_{ni}, \varepsilon_{ii}^o$) (рис. 2 б). У таких по форме трапециевидных крыльев число искомых параметров существенно возрастает и более отчетливо проявляется их влияние между собой.

Решение такой проблемы предложено осуществить на основе использования коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла по условию [5, 6]

$$K_{mp}^e(S_i, \lambda_i, \eta_i, z_{ni}, \varepsilon_{ii}^o) \rightarrow C_{xi \min} \quad (2)$$

при заданной величине подъемной силы, создаваемой крылом рассматриваемого типа (рис. 1 б).

В такой постановке возникают задачи оценки эффективности крыльев базовых тяжелых самолетов и выработки рекомендаций по повышению эффективности создаваемых на их основе последующих модификаций.

Метод оценки эффективности выбора параметров крыла тяжелого самолета по виду в плане на основе его коэффициента эллиптичности

Впервые в практику оценивания крыльев на основе коэффициента эллиптичности введено в работе [7].

Введение понятия коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла базируется на исходных зависимостях, определяющих несущую способность крыла.

При известной циркуляции величину подъемной силы крыла конечного размаха определяют по известной теореме Н. Е. Жуковского

$$Y = \Gamma \rho V \ell, \quad (3)$$

где Γ – величина циркуляции скорости;
 ρ, V – плотность и скорость набегающего потока;

l – размах крыла.

Наряду с таким определением подъемной силы, её значение можно найти исходя из геометрии крыла:

$$Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (4)$$

где C_y – коэффициент подъемной силы, определяемый геометрией профиля крыла в его сечении;

S – площадь крыла.

Из сопоставления выражения (3), базирующегося на величине циркуляции скорости, и выражения (4), в основе которого лежит геометрия крыла, получено уравнение их связи:

$$\Gamma = \frac{1}{2} C_y \frac{S}{l} V. \quad (5)$$

Поскольку условие (5) получено при равенстве подъемных сил крыльев с различной геометрией, то параметрами, которые обеспечивают эквивалентность рассматриваемых крыльев, являются:

$$S = S_{\text{экв}}; V = V_{\text{экв}} \text{ и } \Gamma = \Gamma_{\text{экв}} \quad (6)$$

т. е. рассматриваются крылья с одинаковой площадью, с равной циркуляцией и при равных скоростях набегающего потока.

При таких условиях получены выражения для определения коэффициента формы:

$$\frac{C_y}{C_{y\text{экв}}} = \frac{l}{l_{\text{экв}}} = \frac{\Gamma_{\text{экв}}}{\Gamma} = K_\phi. \quad (7)$$

Для простых трапециевидных по виду в плане крыльев он оценивается выражением:

$$K_{\phi(mp)} = \frac{4 (\eta_{mp}^2 + \eta_{mp} + 1)}{3 (\eta_{mp} + 1)^2}. \quad (8)$$

На основе анализа совершенных моделей установлено [6], что наименьший прирост C_{xi} наблюдается в простых трапециевидных крыльях при их сужении $\eta_{opt} = 2,857$, т. е. распределение текущих хорд по размаху такого крыла максимально близко приближается к изменению хорд в эллиптическом крыле, что позволяет ввести понятие коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла:

$$K_{\max}^{\text{э}} = K_\phi (\eta = 2,857) = 1,0, \quad (9)$$

где $K_{\max}^{\text{э}}$ – коэффициент эллиптичности трапециевидного крыла;

K_ϕ – коэффициент формы крыла.

Определение K_{mp}^{ϑ} трапециевидных крыльев построено на использовании коэффициентов их форм:

$$K_{mp}^{\vartheta} = \frac{K_{\phi mp}(\eta=2,857)}{K_{\phi}(S_i, \lambda_i, \eta_i, z_{ni})}. \quad (10)$$

На основе этого выражения определены числовые значения K_{mp}^{ϑ} для тяжелых самолетов, которые приведены в табл. 2.

Таблица 2

Оценивание некоторых самолетов по коэффициенту эллиптичности их трапециевидных крыльев

Коэффициент эллиптичности	Крыло самолета			
	С-5А	Ан-124	Ил-86	Ил-76
K_{mp}^{ϑ}	0,98	0,96	0,92	0,98

Полученные значения K_{mp}^{ϑ} для крыльев тяжелых самолетов представляется возможным сравнить с параметрами этих крыльев, оценка которых формировалась на основе коэффициентов формы K_{ϕ} (табл. 3).

Таблица 3

Сравнительная оценка значений коэффициентов эллиптичности и форм крыла

Параметры	Самолеты			
	С-5А	Ил-76	Ил-86	Ан-124
η_c	2,720	3,17	3,935	3,797
\bar{z}_{n1}	0,091	0,095	0,127	0,090
\bar{z}_{n2}	0,438	0,455	0,380	0,390
$K_{mp}^{\vartheta} / K_{\phi i}$	0,6 %	3,5 %	6,5 %	4,6 %

Полученные данные (табл. 2 и табл. 3) показывают, что эффективными следует признать формы и геометрические параметры крыльев самолета С-5А, Ил-76 и Ан-124, поскольку распределение местных хорд у этих крыльев максимально приближено к эллиптической форме, а значит, они обладают минимальной величиной C_{xi} .

Форма же крыла самолета Ил-86 по коэффициенту K_{mp}^{ϑ} существенно отличается от оптимальной величины, что привело к существенному снижению

его топливной эффективности на крейсерском режиме полета.

С точки зрения оценки эффективности модифицированного крыла по минимуму C_{xi} и минимуму массы наиболее рациональной следует признать форму крыла у самолета Ан-124 с его суммарным снижением $\eta_c = 3,797$, хотя по величине K_{mp}^{ε} его крыло уступает аналогичному параметру у С-5А и Ил-76.

На примере крыльев вышеприведенных самолетов показано, что обоснованное применение выражения (10) при формировании геометрической компоновки позволяет приблизить распределение текущих хорд трапециевидного крыла к его закону в эллиптическом крыле и тем самым снизить величину индуктивного сопротивления при одинаковом значении подъемной силы.

Выводы

1. Путем анализа форм и геометрических параметров крыльев тяжелых пассажирских и транспортных самолетов установлено:

– полуразмах крыла самолетов этого типа образуется тремя и более трапециями различной формы;

– распределение текущих хорд по полуразмаху существенно изменяется и в значительной мере отличается от аналогичного распределения текущих хорд в эллиптическом крыле равной площади.

2. Для оценки аэродинамической эффективности крыльев тяжелых самолетов предложено использовать коэффициент эллиптичности трапециевидного крыла на этапе формирования его геометрических параметров.

3. С учетом значений коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла, план которого образован тремя и более трапециями, следует применять модели геометрической перекомпоновки модифицированного крыла путем целенаправленного изменения количества трапеций (n), координат их изломов (\bar{z}_{n1}), суммарного сужения $\eta_c = \eta_1\eta_2\eta_3\eta_4$, которые обеспечивают для модифицированного крыла минимум индуктивного сопротивления при заданной подъемной силе.

4. Поскольку у отечественного тяжелого самолета Ан-124-100 коэффициент эллиптичности крыла несколько ниже, чем у С-5А, это и определяет необходимость разработки его модификации с измененной геометрией крыла по виду в плане и с учетом интегральной эффективности всех остальных параметров новой модификации.

Список литературы

1. Балабуев, П. В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников и др. – Харьков: ХАИ, 2003. – 454 с.

2. Prandtl, L. Göttingen Nachrichten [Text] / L. Prandtl, 1918. – P. 451 – 477.

3. Матвеев, А. И. Об учёте подсосывающей силы в задачах определения и минимизации индуктивного сопротивления самолёта [Текст] / А. И. Матвеев // Учёные записки ЦАГИ, 1991. – № 6. – С. 3 – 12.

4. Bombardier forecast 2007 – 2016 [Electronic resource]. – Access mode: www.bombardier.com.

5. Утенкова, В. В. Метод оптимизации геометрии крыла самолета в плане по частным критериям [Текст] / В. В. Утенкова, В. И. Новиков, В. И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 27. – Харьков, 2005. – С. 116 – 124.

6. Карафоли, Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафоли. – М. : АН СССР, 1956. – 479 с.

7. Лось, А. В. Понятие коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла и метод его оценки [Текст] / А. В. Лось, В. И. Рябков // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. № 4(156) – С. 57 – 62.

References

1. Balabuev, P. V., Bychkov, S. A., Grebenikov A. G. i dr. Osnovy obshhego proektirovaniya samoletov s gazoturbinnymi dvigateljami [Fundamentals of general design of aircraft with gas turbine engines]: tutorial, Kharkov, KhAI, 2003. 454 p.

2. Prandtl, L. Gottingen Nachrichten. 1918. pp. 451-477.

3. Matveev, A. I. Ob uchjote podsasyvajushhej sily v zadachah opredelenija i minimizacii induktivnogo soprotivlenija samoljota [On the recording of suction force in the tasks of determining and minimizing the inductive resistance of the aircraft]. Scientists notes CAHI, 1991. no. 6. pp. 3-12.

4. Bombardier forecast 2007 – 2016 [Electronic resource]. – Access mode: www.bombardier.com.

5. Utenkova, V. V., Novikov, V. I., Rjabkov, V. I. Metod optimizacii geometrii kryla samoleta v plane po chastnym kriterijam [The method of optimizing the plane geometry of a plane in accordance with private criteria]. Kharkov, Open information and computer integrated technologies: collection of scientific papers of the National Aerospace University of N. E. Zhukovsky «KhAI», vol. 27. 2005. pp. 116-124.

6. Karafoli, E. Ajerodinamika kryla samoleta [Aerodynamics of the wing of the aircraft]. Moscow, AS SSSR, 1956. 479 p.

7. Los', A. V., Rjabkov, V. I. Ponjatie kojefficienta jelliptichnosti trapecievidnogo kryla i metod ego ocenki [The concept of the ellipticity coefficient of the trapezoid wing and the method of its assessment]. Kharkov, Aerospace engineering and technology: collection of scientific papers of the National Aerospace University of N. E. Zhukovsky «KhAI», 2019. vrol. 4(156). pp. 57-62.

Надійшла до редакції 29.05.2021, розглянута на редколегії 30.05.2021

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ФОРМ КРИЛА ВАЖКИХ ЛІТАКІВ НА ОСНОВІ ЇХ КОЕФІЦІЄНТА ЕЛІПТИЧНОСТІ

Найбільш важливим етапом вибору параметрів трапецієподібних крил є забезпечення при проектуванні закону зміни циркуляції по їх розмаху, максимально наближеного до закону розподілу циркуляції в еліптичному крилі, що і призводить до мінімальної величини його індуктивного опору при заданій величині підйомної сили.

Останнім часом при вирішенні подібної проблеми набув поширення метод формування основних геометричних розмірів крила по виду в плані на основі рівності так званих коефіцієнтів форм трапецієподібного ($K_{\phi mp}$) і рівного за площею еліптичного ($K_{\phi e}$) крил.

Такий підхід виявився досить ефективним при формуванні геометричних параметрів крил легких і середніх літаків.

Однак для важких літаків з великою площею крила, план якого утворений трьома і більше трапеціями, виникли труднощі у визначенні коефіцієнтів форм, що і завадало використовувати уточнені моделі визначення коефіцієнтів еліптичності (K_{mp}^e) в оцінці ефективності крил важких літаків з їх многовариантністю модифікаційних змін.

Використання уточненої моделі коефіцієнта еліптичності вироблено на прикладах оцінки ефективності трапецієподібних крил таких важких літаків як Іл-86, С-5А, Іл-76 і Ан-124-100. При цьому встановлено, що найбільш високим коефіцієнтом еліптичності мають крила літаків Іл-76 та С-5А. Крило вітчизняного літака Ан-124-100 дещо поступається їм у величині коефіцієнта еліптичності, що і слід мати на увазі при розробці наступних модифікацій цього літака.

Ключові слова: трапецієподібне крило; коефіцієнт еліптичності; метод оцінки коефіцієнта еліптичності важких літаків.

EFFICIENCY MARK FORMS OF A WING OF HEAVY AIRCRAFT BASED ON THEIR COEFFICIENT OF ELLIPTICITY

The most important step in the choice of the parameters of trapezoidal wings is to ensure the design of the change in the circulation on their scope, as close as possible to the distribution of circulation in the elliptic wing as possible, which leads to the minimum value of its inductive resistance at a given value of the lift.

Recently, when solving such a problem, the method of forming the main geometric sizes of the wing was distributed in terms of the equality of the so-called forms of trapezoidal ($K_{\phi tr}$) and equal to the elliptic area ($K_{\phi e}$) wings.

This approach turned out to be quite effective in the formation of geometric parameters of the wings of light and medium aircraft.

However, for heavy aircraft with a large area of the wing, the plan of which is formed by three and more trapezes, there were difficulties in determining the coefficients of forms, which required the specified models for determining the coefficients of ellipticity (K_{tr}^e) in assessing the effectiveness of heavy aircraft wings with their multivariate modification changes.

The use of a refined model of the ellipticity coefficient is made on the examples of evaluating the effectiveness of trapezoidal wings of such heavy aircraft as IL-86, C-5A, IL-76 and An-124-100. It has been established that the wings of IL-76 and C-5A airplanes are the highest ellipticity. An-124-100 domestic aircraft wing is somewhat inferior to them in the magnitude of the ellipticity coefficient, which should be borne in mind when developing subsequent modifications of this aircraft.

Keywords: trapezoidal wing; the coefficient of ellipticity; the method of

estimating the coefficient of the ellipticity of heavy aircraft.

Відомості про авторів:

Двейрин Александр Захарович – кандидат технических наук, заместитель Генерального директора по проектированию ГП «Антонов», Украина, 03062, Киев, ул. Туполева, 1 e-mail: dveirin@antonov.com.

Рябков Виктор Иванович – доктор технических наук, профессор НАКУ «ХАИ», Харьков, Украина, ORCID Author ID: 0000-0001-6512-052X

About the Authors

Dveirin Oleksandr Zakharovich – Candidate of Technical Sciences, Deputy General Director for Designing SE "Antonov", 1, Tupolev str. 03062 Kyiv, Ukraine e-mail: dveirin@antonov.com.

Rjabkov Victor Ivanovich – D-r of Technical Sciences, professor of NACU «KhAI», Kharkov, Ukraine, ORCID Author ID: 0000-0001-6512-052X