

УДК 629.735.33

doi: 10.32620/aktt.2019.4.10

А. В. ЛОСЬ<sup>1</sup>, В. И. РЯБКОВ<sup>2</sup><sup>1</sup> Государственное предприятие «Антонов»<sup>2</sup> Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

## ПОНЯТИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ЭЛЛИПТИЧНОСТИ ТРАПЕЦИЕВИДНОГО КРЫЛА И МЕТОД ЕГО ОЦЕНКИ

При разработке модификаций самолетов транспортной категории в целях повышения их транспортной эффективности и экономичности в целом ряде случаев является необходимым глубокое изменение параметров крыла. При реализации таких изменений неизбежно возникает проблема геометрической компоновки крыла и всей системы несущих поверхностей «крыло + агрегаты хвостового оперения». Наиболее важным этапом выбора параметров несущих поверхностей является обеспечение при их проектировании закона изменения циркуляции по размаху, максимально приближенного к закону распределения циркуляции в эллиптическом крыле, что и приводит к минимальной величине его индуктивного сопротивления при заданной величине подъемной силы.

Коэффициентом эллиптичности трапецевидного крыла  $K_{\text{тр}}^{\varepsilon}$  является соотношение значений циркуляции скорости эллиптического ( $\Gamma_{\varepsilon}$ ) и трапецевидного ( $\Gamma_{\text{тр}}$ ) крыльев, которые принято оценивать через известные коэффициенты форм крыла:

- $K_{\text{фтр}}$  и  $K_{\text{ф\varepsilon}}$  – коэффициенты формы трапецевидного и эквивалентного ему по подъемной силе, размаху и удлинению эллиптического крыла по виду в плане;
- $K_{\text{ф}}(\eta_i)$  – коэффициент формы трапецевидного крыла в зависимости от его сужения ( $\eta_i$ );
- $K_{\text{ф\varepsilon}}$  – оптимальная величина коэффициента формы простого трапецевидного крыла при сужении  $\eta=2,857$  (по Карафоли), обладающего  $C_{xi \min}$ .

Анализ таких зависимостей показал, что повышение коэффициента эллиптичности  $K^{\varepsilon}$  реализуется путем увеличения числа трапеций ( $n$ ), образующих план составного крыла, и геометрической круткой их местных хорд ( $\bar{\varepsilon}_i(z_i)$ ).

При использовании таких проектно-конструкторских решений удастся повысить величину  $K_{n,\bar{\varepsilon}}^{\varepsilon}$ , а модели численной оценки зависят и в том числе от:  $n$  – числа трапеций, образующих полуразмах крыла;  $z_{ni}$  – координат изломов крыла по его размаху;  $\eta_c$  – общего сужения крыла, образованного  $n$  трапециями.  $\bar{\varepsilon}$  – относительных углов геометрической крутки местных хорд трапеций, образующих план модифицированного крыла.

Разработанные модели являются научной основой перекомпоновки не только изолированного крыла, но и всей системы несущих поверхностей «крыло + агрегаты хвостового оперения», обеспечивающих минимальную величину индуктивного сопротивления, а также должны быть положены в основу построения границ продольной статической устойчивости и снижения потерь на балансировку модификации.

**Ключевые слова:** трапецевидное крыло; коэффициент эллиптичности; метод оценки коэффициента эллиптичности; пути повышения коэффициента эллиптичности.

### Введение

В настоящее время основным направлением развития авиастроения является создание различных модификаций самолетов транспортной категории. Огромный вклад в это направление в нашей стране внесли такие известные авиаконструкторы и ученые как О. К. Антонов, П. В. Балабуев, С. А. Бычков, В. Н. Король, А. К. Мялица [1].

При проектировании модификаций возникает целый ряд проблемных вопросов, среди которых

наиболее фундаментальным является необходимость изменения геометрических параметров крыла.

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].

Реализация таких условий осуществляется раз-

личными путями, одним из которых является изменение аэродинамических характеристик с использованием различных форм крыла по виду в плане и набора профилей в его сечениях по размаху.

Подбор профилей, формы и параметров крыла в плане и является сутью формирования его геометрии, что нашло свое отражение в предыдущих научных исследованиях и в уже существующих самолетах.

Однако и при наличии таких научных основ, обширных статистических данных о геометрии крыла, мощных вычислительных средств, многовариантности испытаний в аэродинамических трубах даже в хорошо известных фирмах-разработчиках [4] новых самолетов нередки случаи принятия недостаточно обоснованных решений относительно геометрии крыла, которые выявляются уже при летных испытаниях или в процессе эксплуатации самолета. Исправление таких ошибок представляет собой весьма затратный процесс как по времени, так и по труду.

### Цель работы

Разработка фундаментального проектно-конструкторского направления (при создании модификаций) формирования геометрии составного трапециевидного крыла по виду в плане с распределением хорд по его размаху, максимально приближенной к геометрии эквивалентного ему по подъемной силе эллиптического крыла в целях снижения индуктивного сопротивления модифицированного крыла.

### Влияние геометрии крыла по виду в плане на его несущую способность

Выбор формы крыла по виду в плане является весьма важным этапом в создании самолетов транспортной категории. Чаще всего для самолетов этой категории крыло по виду в плане представляется в виде суммы геометрических фигур, образующих общий вид крыла (рис. 1).

Наиболее современным подходом в этом плане являются работы В. И. Новикова, В. В. Утенковой, Д. В. Тинякова [5], которые предложили оценивать эффективность с помощью коэффициентов форм  $K_\phi$ , полученных на основе следующих положений.

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

$$Y = \Gamma \rho V \ell, \quad (1)$$

где  $\Gamma$  – величина циркуляции скорости;

$\rho, V$  – плотность и скорость набегающего потока;

$\ell$  – размах крыла.

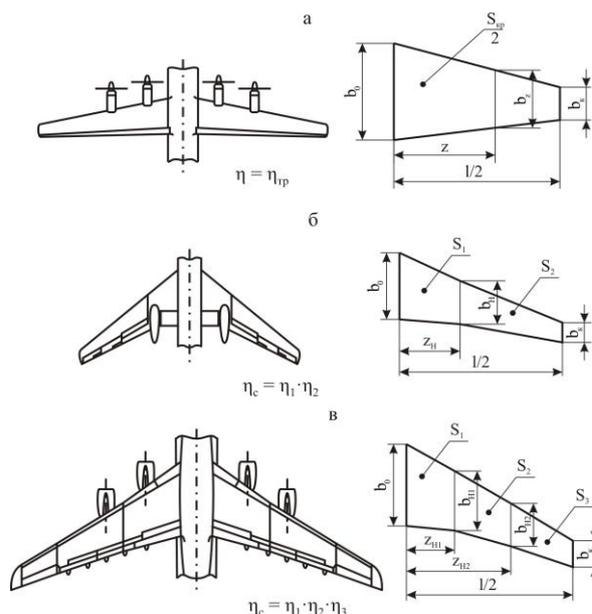


Рис. 1. Формы трапециевидных крыльев ВТС и их геометрические модели:

а – простое трапециевидное по виду в плане;

б – составное из двух трапеций по полуразмаху;

в – составное с двумя координатами излома  $z_{H1}$  и  $z_{H2}$  по полуразмаху на основе трех трапеций

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

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

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

$S$  – площадь крыла.

Из сопоставления выражения (1), базирующегося на величине циркуляции скорости, и выражения (2), в основе которого лежит геометрия крыла, получено уравнение их связи

$$\Gamma = \frac{1}{2} C_y \frac{S}{\ell} V. \quad (3)$$

Поскольку условие (3) получено при равенстве подъемных сил крыльев с различной геометрией, то параметрами, которые обеспечивают эквивалентность рассматриваемых крыльев, являются

$$S = S_{\text{экр}}; V = V_{\text{экр}} \text{ и } \Gamma = \Gamma_{\text{экр}}, \quad (4)$$

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:

$$\frac{C_y}{C_{y_{\text{экр}}}} = \frac{\ell}{\ell_{\text{экр}}} = \frac{\Gamma_{\text{экр}}}{\Gamma} = K_\phi. \quad (5)$$

На основе таких моделей в работе [5] получены числовые значения  $K_\phi$ . Так, для эллиптической формы  $K_{\phi \text{ э}} = 1,081$ , для прямого крыла  $K_{\phi \text{ пр}} = 1,0$ , а для крыла треугольной формы  $K_{\phi \text{ труг}} = 4/3$ .

Для простых трапециевидных по виду в плане крыльев коэффициент определяется формулой

$$K_{\phi(\text{тр})} = \frac{4 (\eta_{\text{тр}}^2 + \eta_{\text{тр}} + 1)}{3 (\eta_{\text{тр}} + 1)^2}. \quad (6)$$

Однако, являясь оценкой геометрии крыла по виду в плане, коэффициенты формы  $K_{\phi i}$  не дают однозначного ответа о преимуществе конкретной формы. Известно одно [3]: эллиптическая форма обеспечивает минимальное индуктивное сопротивление  $C_{xi}$  при минимальном коэффициенте роста индуктивного сопротивления  $B$ .

### Понятие коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла

Трапециевидные крылья, имея свой закон распределения текущих хорд по размаху, не обладают таким свойством и могут лишь приблизиться к эллиптическому закону распределения скоростей циркуляции вдоль размаха с возрастающими значениями  $C_{xi}$  и  $B$ .

Решение таких задач может быть осуществлено на основе количественной оценки коэффициента роста индуктивного сопротивления  $B$ , который показывает, во сколько раз сопротивление крыла одной формы больше индуктивного сопротивления эквивалентного крыла с такой же площадью ( $S_c = S_{\text{экр}}$ ) и при равенстве подъемных сил ( $Y_c = Y_{\text{экр}}$ ).

На основе анализа совершенных моделей установлено [6], что наименьший прирост  $C_{xi}$  наблюдается в простых трапециевидных крыльях при их сужении  $\eta_{\text{опт}} = 2,857$ , 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:

$$K_{\text{max}}^{\text{э}} = K_{\phi}(\eta = 2,857) = 1,0, \quad (7)$$

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

$K_{\phi}$  – коэффициент формы крыла [5].

Определение  $K_{\text{тр}}^{\text{э}}$  трапециевидных крыльев построено на использовании коэффициентов их форм:

$$K_{\text{тр}}^{\text{э}} = \frac{K_{\phi \text{ тр}}(\eta = 2,857)}{K_{\phi}(\eta_i)}. \quad (8)$$

На основе этого выражения определены числовые значения  $K_{\text{тр}}^{\text{э}}$ , а изменение этих значений  $K_{\text{тр}}^{\text{э}}(\eta_i)$  показано на рис. 2.

Как видим, в области ограниченных сужений ( $1,0 < \eta < 5$ ) изменения  $K_{\text{тр}}^{\text{э}}$  достигают 8...9 %, что, естественно, ведет к увеличению  $C_{xi}$  и общего сопротивления крыла  $C_x$ .

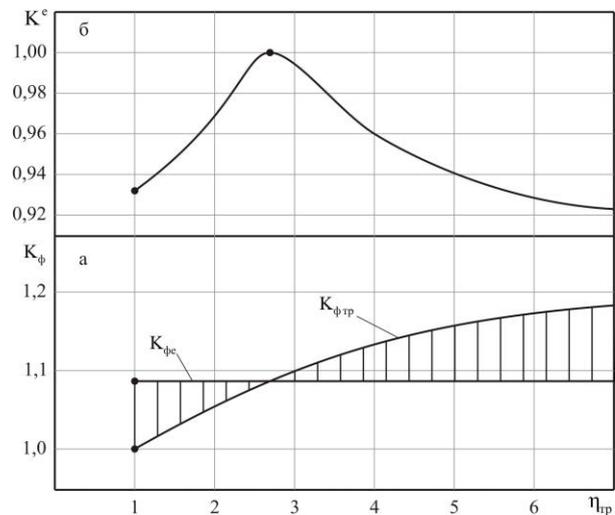


Рис. 2. Числовые значения коэффициента эллиптичности трапециевидных крыльев с различными сужениями (б)

Если также учесть, что по мере сужения крыла неизменно уменьшается его масса, то на рис. 2 по сути решаемой задачи представлена область возможных решений относительно формирования формы крыла по виду в плане с учетом минимизации  $C_{xi}$  и массы крыла.

### Направления повышения коэффициента эллиптичности трапециевидных крыльев

Существуют ли пути увеличения коэффициента эллиптичности трапециевидных крыльев?

Оценка такого подхода может быть реализована путем изменения в выражении (8) знаменателя путем увеличения числа трапеций ( $n$ ), образующих план составного крыла:

- использование двух, трех и четырех трапеций при формировании формы полукрыла по виду в плане с общим сужением  $\eta_c = \eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4$ ;

- использование геометрической крутки местных хорд в каждой из трапеций, образующих общую

форму составного крыла ( $\bar{\varepsilon}_i(z)$ ):

$$K_n^3 = \frac{K_\phi(\eta_c = 2,857)}{K_{\phi n}(\eta, z_{ni}, \eta_i, \eta_c)}, \quad (9)$$

где  $K_n^3$  – коэффициент эллиптичности крыла, образованного несколькими трапециями по его размаху;

$K_{\phi n}$  – коэффициент формы составного крыла [5];

$n$  – число трапеций, образующих полуразмах крыла;

$z_{ni}$  – координаты изломов крыла по его размаху;

$\eta_c$  – общее сужение крыла, образованное  $n$  трапециями.

Другим направлением увеличения коэффициента эллиптичности и снижения  $C_{xi}$  составного крыла является использование геометрической кривой его местных хорд по условию минимального значения коэффициента роста ( $B_{\min}$ ) его индуктивного сопротивления:

$$B_c \left[ (\eta_c(K_n^3)), \bar{\varepsilon}_i(z_i) \right] = B_{\min}, \quad (10)$$

где  $\bar{\varepsilon}_i(z_i)$  – относительные величины углов кривки местных хорд составного крыла.

Реализация условий (8) – (10) на этапе предварительного проектирования модификации является научной основой перекомпоновки не только изолированного крыла, но и всей системы несущих поверхностей «крыло + агрегаты хвостового оперения», обеспечивающих минимальную величину индуктивного сопротивления. Они должны быть положены и в основу построения границ продольной статической устойчивости и снижения потерь на балансировку модификации.

Таким образом, введение понятия коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла и возможность количественной его оценки открывает целый класс задач обеспечения  $C_{xi \min}$  крыла на основе проектно-конструкторских решений, принимаемых на этапе предварительного проектирования самолета.

## Выводы

1. Согласно Прандтлю, наиболее эффективным является крыло, имеющее минимальное индуктивное сопротивление при заданной величине создаваемой им подъемной силы. Реализация этого критерия может быть осуществлена путем формирования формы крыла и отдельных его геометрических параметров на этапе предварительного проектирования модификаций самолетов транспортной категории.

2. Предложен метод выбора линейных размеров крыла и углов геометрической кривки его местных хорд на основе впервые введенного понятия коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла для получения минимально возможной величины индуктивного сопротивления трапециевидного крыла.

3. Коэффициентом эллиптичности трапециевидного крыла ( $K_{\text{тр}}^3$ ) является соотношение значений циркуляции скорости эллиптического ( $\Gamma_\varepsilon$ ) и трапециевидного ( $\Gamma_{\text{тр}}$ ) крыльев, которые оценены через коэффициенты формы крыла:

–  $K_{\phi \text{тр}}$  и  $K_{\phi \varepsilon}$  – коэффициенты формы трапециевидного и эквивалентного ему по подъемной силе, размаху и удлинению эллиптического крыла по виду в плане;

–  $K_\phi(\eta_i)$  – коэффициент формы трапециевидного крыла в зависимости от его сужения ( $\eta_i$ );

–  $K_{\phi \varepsilon}$  – оптимальная величина коэффициента формы простого трапециевидного крыла при сужении  $\eta = 2,857$  (по Карафоли), обладающего  $C_{xi \min}$ .

4. Анализ таких зависимостей показал, что конструктивными средствами повышения коэффициента эллиптичности являются:

– увеличение числа трапеций ( $n$ ), образующих план крыла;

– использование геометрической кривки местных хорд составного крыла ( $\bar{\varepsilon}_i$ ), что делает коэффициент эллиптичности  $K_{n, \bar{\varepsilon}}^3$  зависимым от таких параметров:

$n$  – число трапеций, образующих полуразмах крыла;

$z_{ni}$  – координаты изломов крыла по его размаху;

$\eta_c$  – общее сужение крыла, образованного  $n$  трапециями;

$\bar{\varepsilon}_i$  – относительные углы геометрической кривки местных хорд трапеций, образующих план модифицированного крыла.

Эти средства позволяют управлять формой эллиптического крыла на этапе предварительного проектирования модификации.

5. Разработанные модели являются научной основой перекомпоновки не только изолированного крыла, но и всей системы несущих поверхностей «крыло + агрегаты хвостового оперения», обеспечивающих минимальное индуктивное сопротивление, а также должны быть положены в основу построения границ продольной статической устойчивости и снижения потерь на балансировку модификации.

## Литература

1. 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. *Gottingen 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](http://www.bombardier.com). – 1.05.2019.
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.

## References

1. Balabuev, P. V. Bychkov, S. A., Grebenikov A. G. *Osnovy obshego proektirovaniya samoletov s gazoturbinnymi dvigatelyami* [Fundamentals of general design of aircraft with gas turbine engines]. Kharkov, Nac. azerokosmicheskij u-nt «Har'k. aviac. in-t», 2003. 454 p.
2. Prandtl, L. *Gottingen Nachrishten*, 1918, pp. 451- 477.
3. Matveev, A. I. *Ob uchyote podsasyvayushej sily v zadachah opredeleniya i minimizacii induktivnogo soprotivleniya samolyota* [On the recording of suction force in the tasks of determining and minimizing the inductive resistance of the aircraft]. *Uchyonye zapiski CAGI*, 1991, no. 6, pp. 3-12.
4. *Bombardier forecast 2007–2016*. Available at: <http://www.bombardier.com> (accessed 1.05.2019).
5. Utenkova, V. V., Novikov, V. I., Ryabkov V. I. *Metod optimizacii geometrii kryla samoleta v plane po chastnym kriteriyam* [The method of optimizing the plane geometry of a plane in accordance with private criteria]. *Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii: sb. nauch. tr. Nac. aerokosm. unta im. N. E. Zhukovskogo «KhAI»* [Open information and computer integrated technologies: collection of scientific works. National Aerospace University. N. E. Zhukovsky "KhAI"], Kharkov, 2005, vol. 27, pp. 116-124.
6. Karafoli, E. *Aerodinamika kryla samoleta* [Aerodynamics of the wing of the aircraft]. Moscow, AN SSSR, 1956. 479 p.

Поступила в редакцию 8.07.2019, рассмотрена на редколлегии 7.08.2019

## ПОНЯТТЯ КОЕФІЦІЄНТА ЕЛІПТИЧНОСТІ ТРАПЕЦІЄПОДІБНОГО КРИЛА І МЕТОД ЙОГО ОЦІНКИ

О. В. Лось, В. І. Рябков

При розробленні модифікацій літаків транспортної категорії з метою підвищення їх транспортної ефективності й економічності в багатьох випадках є необхідним глибоке змінення параметрів крила. При реалізації таких змін неминує виникає проблема геометричного компонування крила й усієї системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення». Найбільш важливим етапом вибору параметрів несних поверхонь є забезпечення, при їх проектуванні, закону змінення циркуляції за розмахом, максимально наближеного до закону розподілу в еліптичному крилі, що й приводить до мінімальної величини його індуктивного опору при заданій величині піднімальної сили.

Коефіцієнтом еліптичності трапецієподібного крила  $K_{\text{тр}}^e$  є співвідношення значень циркуляції швидкості еліптичного ( $\Gamma_e$ ) і трапецієподібного ( $\Gamma_{\text{тр}}$ ) крил, які прийнято оцінювати через відомі коефіцієнти форм крила:

–  $K_{\text{фтр}}$  і  $K_{\text{фе}}$  – коефіцієнти форми трапецієподібного і еквівалентного йому за піднімальною силою, розмахом і подовженням еліптичного крила за виглядом у плані;

–  $K_{\text{ф}}(\eta_i)$  – коефіцієнт форми трапецієподібного крила залежно від його звуження ( $\eta_i$ );

–  $K_{\text{фе}}$  – оптимальна величина коефіцієнта форми простого трапецієподібного крила при звуженні  $\eta=2,857$  (за Карафолі), що має  $C_{xi \min}$ .

Аналіз таких залежностей показав, що підвищення коефіцієнта еліптичності  $K^e$  реалізується шляхом збільшення кількості трапецій ( $n$ ), що утворюють план складеного крила, і геометричною круткою їх місцевих хорд ( $\bar{x}_i(z_i)$ ).

При використанні таких проектно-конструкторських рішень вдається підвищити величину  $K_{n,\bar{\epsilon}}^3$ , а моделі чисельної оцінки залежать і в тому числі від:  $n$  – кількості трапецій, що утворюють полурозмах крила;  $z_{ni}$  – координат зламів крила по його розмаху;  $\eta_c$  – загального звуження крила, утвореного  $n$  трапеціями;  $\bar{\epsilon}$  – відносних кутів геометричної крутки місцевих хорд трапецій, що утворюють план модифікованого крила.

Розроблені моделі є науковою основою перекомпонування не тільки ізольованого крила, але і всієї системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення», що забезпечують мінімальну величину індуктивного опору, а також мають бути основою побудови меж поздовжньої статичної стійкості і зниження втрат на балансування модифікації.

**Ключові слова:** трапецієподібне крило; коефіцієнт еліптичності; метод оцінювання коефіцієнта еліптичності; шляхи підвищення коефіцієнта еліптичності.

## THE CONCEPT OF THE COEFFICIENT OF ELLIPTIC TRAPEZOID WING AND THE METHOD OF ITS ASSESSMENT

*A. V. Los, V. I. Ryabkov*

When developing modifications of the transport category aircraft to increase their transport efficiency and economy in many cases, there is a need for profound changes in wing parameters. When such changes are implemented, the problem of the wing layout geometry, and the whole lift system “wing + tail unit assemblies”, inevitably arises. The most important step in the selection of parameters of lifting surfaces is to ensure, during their design, the law of change in circulation spanwise, the maximum approximate distribution of circulation in an elliptical wing, which leads to a minimum value of its inductive resistance for a given lift value.

The ratio of the circulation values of the velocity of the elliptical (Ge) and tapered (Gt) wings, the values of which are usually estimated using the known coefficients of the wing shapes, was taken as the elliptic coefficient of the tapered wing:

–  $K_{tsh}$  and  $K_{esh}$  – the factors of the tapered wing shape and elliptical wing in plan view, equivalent in lift force, as well as in the span and aspect ratio;

–  $K_{sh}(\eta_i)$  – the shape factor of the tapered wing, depending on its taper ratio ( $\eta_i$ );

–  $K_{esh}$  – the optimal value of the shape factor of a simple tapered wing if the taper ratio is  $\eta=2.857$  (according to Karafoli), and  $C_{xi\ min}$ .

The analysis of such dependences showed that the increase in the elliptic coefficient  $K_e$  is realized by increasing the number of trapezoids ( $n$ ), forming the plan of the composite wing, and the geometric twist of their local chords.

When using such design solutions, it is possible to increase the value  $K_{n,\bar{\epsilon}}^e$ , and the numerical evaluation models depend, among other things, on:  $n$  – the number of trapeziums that form the wing half-sizes;  $z_{ni}$  – the coordinates of the wing kinks in its span;  $\eta_n$  – total narrowing of the wing, formed by  $n$  trapeziums.  $\bar{\epsilon}$  – the relative angles of the geometric twist of the local chords of the trapezoids forming the plan of the modified wing.

The developed models are the scientific basis for the re-assembly of not only an isolated wing, but also the entire lift system “wing + tail unit assemblies” that provide minimal inductive resistance, and should also be used as the basis for constructing longitudinal static stability limits and reducing the trim loss of the modification.

**Keywords:** tapered wing; elliptic coefficient; method for estimating the elliptic coefficient; ways to increase the elliptic coefficient.

**Лось Александр Васильевич** – канд. техн. наук, вице-президент ГП «Антонов» по проектированию, Киев, Украина.

**Рябков Виктор Иванович** – д-р техн. наук, проф., профессор Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Los Aleksandr Vasilyevich** – Candidate of Technical Science, vice-president SE «Antonov», Kiev, Ukraine, ORCID Author ID: 0000-000-3848-6734.

**Ryabkov Viktor Ivanovich** – Doctor of Technical Science, professor, National Aerospace University “Kharkov Aviation Institute”, Kharkov, Ukraine, e-mail: v.ryabkov@khai.edu, ORCID Author ID: 0000-0001-6512-052X.