

МЕТОД ПОВЫШЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЭЛЛИПТИЧНОСТИ ТРАПЕЦИЕВИДНОГО КРЫЛА ПУТЕМ УВЕЛИЧЕНИЯ ЧИСЛА ТРАПЕЦИЙ, ОБРАЗУЮЩИХ ЕГО ПЛАН

Трапециевидные по виду в плане крылья широко распространены в конструкциях современных самолетов. Они имеют целый ряд проектно-конструкторских, технологических и эксплуатационных преимуществ, что и предопределяет их использование [1].

Однако такой тип крыла уступает крылу эллиптической формы по величине индуктивного сопротивления C_{xi} и коэффициенту его роста B .

В работе [2] предложен метод формирования геометрии трапециевидных крыльев по коэффициентам форм K_ϕ . Используя результаты исследований по определению коэффициентов форм:

$$K_{mp}^{\text{э}} = \frac{K_{\phi mp}(\eta = 2,857)}{K_\phi(\eta_i)}, \quad (1)$$

где $K_{mp}^{\text{э}}$ – коэффициент эллиптичности формы по виду в плане простого трапециевидного крыла; $K_\phi(\eta_i)$ – коэффициент формы крыла в зависимости от его сужения [2]; $K_{\phi opt}$ – оптимальная величина коэффициента формы крыла при сужении $\eta_{opt} = 2,857$ (по Карафоли [3]), обладающего $C_{xi min}$.

Таким образом, величина $K_{mp}^{\text{э}}$, по сути дела, отражает приближение распределения местных хорд трапециевидного крыла к их закону, присущему эллиптическому крылу.

Численный анализ значений $K_{mp}^{\text{э}}$ показал, что использование конструкторами сужений $\eta > 3$ (что выгодно с точки зрения минимизации массы крыла) приводит к снижению $K_{mp}^{\text{э}}$ почти на 10%, что в свою очередь ведет к адекватному росту C_{xi} крыла.

Целью исследования является представление критерия $K_n^{\text{э}}$, т. е. коэффициента эллиптичности при формировании геометрии составных крыльев, полуразмах которых образован двумя, тремя и четырьмя трапециями, путем модификации числителя выражения (1) применительно к таким формам крыла.

В практике создания самолетных конструкций получили широкое распространение так называемые составные крылья, образованные по виду в плане сочетанием двух и более простых геометрических фигур, т. е. имеющие переменное значение сужения η_i по размаху (рис. 1).

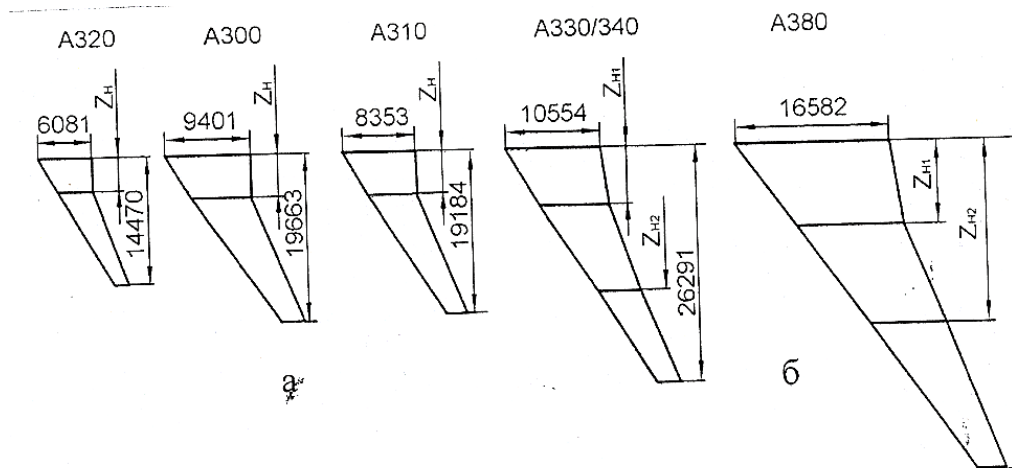


Рисунок 1 – Геометрия трапециевидных крыльев самолетов Airbus по их виду в плане:
 а – с одной координатой излома Z_H ; б – с двумя координатами излома Z_{H1} , Z_{H2}

Участие нескольких трапеций в образовании плана крыла требует, естественно, изменений и в оценке коэффициентов их эллиптичности $K_n^{\text{э}}$.

Представление $K_n^{\text{э}}$ для таких крыльев осуществим путем изменения представления знаменателя выражения (1):

$$K_n^{\text{э}} = \frac{K_{\phi}(\eta_c = 2,857)}{K_{\phi n}(n, Z_{Hi}, \eta_i, \eta_c)}, \quad (2)$$

где $K_n^{\text{э}}$ – коэффициент эллиптичности формы составного крыла, образованного несколькими (n) трапециями; $K_{\phi n}$ – коэффициент формы крыла [2]; n – число трапеций, образующих полуразмах крыла; Z_{Hi} – координаты изломов составного крыла по его размаху; η_c – общее сужение крыла, образованного n трапециями; $K_{\phi \text{opt}}(\eta = 2,857)$ – оптимальная величина коэффициента формы крыла.

Так, значение знаменателя в выражении (2) для крыла, полуразмах которого образован двумя трапециями (рис. 1 а), определяется по выражению [2] при $\eta_1 = 1,0$:

$$K_{\phi c_{n=2}} = \frac{4}{3} \cdot \frac{[(\eta_c^2 + \eta_c \eta_2 - \eta_2 - 1)\bar{Z}_H + \eta_2^2 + \eta_2 + 1]}{[(\eta_c - 1)\bar{Z}_H + \eta_2 + 1]^2}. \quad (3)$$

Параметрическое изменение этого коэффициента показано на рис. 2.

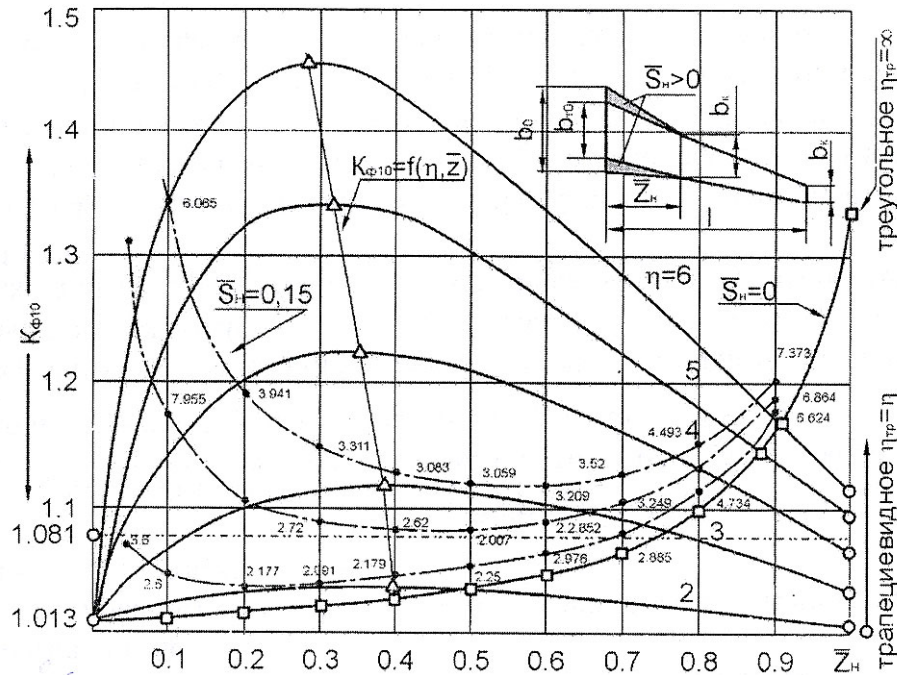


Рисунок 2 – Зависимость $K_{\phi c_{n=2}}$ от геометрических параметров крыла η , \bar{z}_H и \bar{S}_H

При формировании формы составного крыла, образованного двумя трапециями с одной общей хордой, неизбежно возникает вопрос о расположении этой хорды по размаху крыла, т. е. координаты излома z_H , которое определим из условий эквивалентности трапециевидного и эллиптического крыльев в виде равенства их средних аэродинамических хорд $b_{сах,c} = b_{сах,э}$

Исходя из этого условия, получим, что у крыла, полуразмах которого образован двумя трапециями ($n = 2$) с одной координатой излома z_H , оптимальным является сочетание $\eta_c = \eta_1 \cdot \eta_2 = 3,31$ и $\bar{z}_H = 0,43$.

Сравнительная оценка крыльев такого типа ($n = 2$) по сочетанию η_c и \bar{z}_H уже созданных самолетов приведена в табл. 1.

Из данных, приведенных в этой таблице, можно сделать следующие выводы:

- при модификациях крыльев самолета Embraer шли по пути увеличения суммарного сужения и уменьшения \bar{z}_H ;
- аналогичная тенденция наблюдается и в модификациях крыльев самолетов А-300 и А-320;
- наиболее оптимальное сочетание $\eta_c(\bar{z}_H)$ у крыла самолета Kawasaki-1;
- у крыла отечественного самолета Ан-148-200 идеально выбрано суммарное сужение, а координата излома \bar{z}_H требует значительного

увеличения.

Таблица 1 - Значения сочетаний η_c и \bar{z}_H у крыльев уже созданных самолетов

| Созданные самолеты | Embraer 170 | Embraer 195 | Кавасаки С1 | А-300 | А-310 | А-320 | АН-148-200 | Embraer 140 | Opt |
|---|-------------|-------------|-------------|-------|-------|-------|------------|-------------|------|
| Суммарное сужение крыла $\eta_c = \eta_1 \cdot \eta_2$ | 3,59 | 3,17 | 3,34 | 3,59 | 3,32 | 3,37 | 3,32 | 2,95 | 3,31 |
| Величина координаты излома \bar{z}_H | 0,37 | 0,30 | 0,44 | 0,37 | 0,35 | 0,30 | 0,35 | 0,38 | 0,43 |

Из этой таблицы также следует, что у крыла с одной координатой излома оптимальная величина K_n^3 реализуется при суммарном сужении в диапазоне $\eta = 3 \div 4$, что не всегда отвечает требованию минимальности массы крыла.

Реализация такого требования может быть осуществлена при суммарных сужениях $4 \div 5$, что обеспечивается переходом на формы крыла, образованные тремя ($n = 3$) (рис. 1 б) и четырьмя трапециями с двумя ($\bar{z}_{H1}, \bar{z}_{H2}$) и тремя ($\bar{z}_{H1}, \bar{z}_{H2}, \bar{z}_{H3}$) координатами излома крыла по размаху.

Для такого типа крыла коэффициент его формы $K_{\phi c}$ определяется по выражению [2]:

$$K_{\phi c} = \frac{4}{3} \cdot \frac{[(\eta^2 + \eta \cdot \eta_2 \cdot \eta_3 - \eta_2 \cdot \eta_3^2 - \eta_3^2) \bar{z}_{H1} + (\eta_2^2 \cdot \eta_3^2 + \eta_2 \cdot \eta_3^2 - \eta_3 - 1) \bar{z}_{H2} + (\eta_3^2 + \eta_3 + 1)]}{[(\eta - \eta_3) \bar{z}_{H1} + (\eta_2 \cdot \eta_3 - 1) \bar{z}_{H2} + (\eta_3 + 1)]^2}. \quad (4)$$

С учетом зависимости (4) по выражению (2) произведена количественная оценка K_n^3 при значении $n = 3$ для ряда серийных самолетов транспортной категории, центроплан которых имеет прямоугольную форму, т. е. при $\eta_1 = 1,0$ (табл. 2).

Наиболее эффективными следует признать формы крыльев самолетов С-5А, Ил-76, Ан-124 и Ил-86, поскольку распределение местных хорд у этих крыльев максимально приближено к эллиптической форме, что и приводит к минимальной величине C_{xi} .

Формы же крыльев самолетов Як-42, Ту-134 и Ту-154 по

коэффициенту $K_{n=3}^{\mathfrak{z}}$ отличаются от оптимальной формы, что и привело к существенному росту индуктивного сопротивления и, как следствие, к снижению их топливной эффективности на крейсерском режиме полета.

Таблица 2 - Значения $K_{n=3}^{\mathfrak{z}}$ у крыльев ряда серийных самолетов
($\eta_c = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \eta_3$)

| Параметры крыльев | Серийные самолеты | | | | | | | |
|------------------------------|-------------------|--------|-------|--------|--------|-------|-------|-------|
| | С-141 | Ан-124 | Як-42 | Ту-134 | Ту-154 | С-5А | Ил-76 | Ил-86 |
| η_c | 2,720 | 4,115 | 4,224 | 4,659 | 5,117 | 2,955 | 3,317 | 3,935 |
| $K_{\phi c_{n=3}}$ | 1,093 | 1,125 | 1,170 | 1,357 | 1,451 | 1,088 | 1,119 | 1,151 |
| $K_{n=3}^{\mathfrak{z}}, \%$ | 1,1 | 4,1 | 12,3 | 25,5 | 34,2 | 0,6 | 3,5 | 6,5 |

С точки зрения оценки эффективности составных крыльев по минимуму C_{xi} и минимуму массы крыла наиболее рациональной следует признать форму крыла у самолета Ан-124 с его суммарным сужением $\eta_c = 3,797$ и почти оптимальным $K_{n=3}^{\mathfrak{z}}$.

На примере крыльев вышеприведенных самолетов показано, что обоснованное применение выражения (2) при формировании составной формы по виду в плане 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.

Увеличение числа состыкованных трапеций (n) на изменение коэффициента эллиптичности такой формы крыла оценено на примере крыла самолета В-747 (рис. 3).

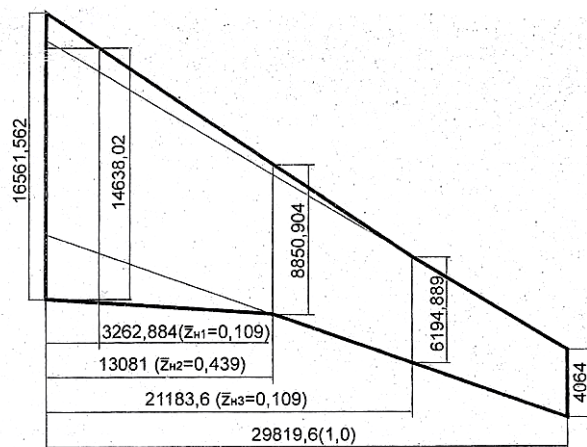


Рисунок 3 – Исходные размеры крыла самолета В-747 по виду в плане

При этом рассмотрены варианты при $n = 3$ и $n = 4$ с сужениями η_1 , η_2 , η_3 , η_4 и координатами излома \bar{z}_{H1} , \bar{z}_{H2} и \bar{z}_{H3} .

Результаты моделирования по оценке $\bar{K}_{n=4}^{\vartheta}$ для таких вариантов приведены в табл. 3.

Как видим, увеличение n с 3 до 4 приводит к снижению относительной величины \bar{K}_{cn}^{ϑ} , а, значит, и к адекватному снижению C_{xi} .

Таблица 3 - Значения коэффициентов эллиптичности составного ($n = 3$ и 4) крыла самолета В-747 при двух и трех координатах излома по его размаху

| Варианты | Параметры | | | | | | | | |
|----------|-----------|----------|----------|----------|----------|----------------|----------------|----------------|-----------------------|
| | η_1 | η_2 | η_3 | η_4 | η_c | \bar{z}_{H1} | \bar{z}_{H2} | \bar{z}_{H3} | $K_n^{\vartheta}, \%$ |
| $n = 3$ | 1,871 | 1,429 | 1,524 | – | 1,075 | 0,439 | 0,710 | – | 7,9 |
| $n = 4$ | 1 | 1,654 | 1,429 | 1,524 | 3,602 | 0,109 | 0,439 | 0,710 | 6,3 |

Этот результат еще раз подтверждает важный методологический вывод о том, что формирование формы крыла в плане с переменным сужением по размаху (η_{ni}) путем применения возможно большего числа трапеций способствует наиболее полному удовлетворению исходному условию минимизации индуктивного сопротивления трапециевидного крыла при заданной величине создаваемой им силы.

Выводы

1. В работе представлена новая модель оценки коэффициента эллиптичности составных трапециевидных крыльев по виду в плане, учитывающая влияние числа трапеций, образующих план крыла (n), их индивидуальных сужений (η_i) и числа координат излома z_{Hi} по полуразмаху на величину коэффициента $K_n^{\vartheta}(n, \eta_i, \eta_c, \bar{z}_{Hi})$.

2. На основе таких моделей, при модификационных изменениях в геометрии крыла, представляется возможным оценить влияние безразмерных параметров: числа трапеций (n), их индивидуальных (η_i) и общего (η_c) сужений, а также значений координат изломов крыла (\bar{z}_{Hi}) на величину коэффициента эллиптичности K_n^{ϑ} с целью его увеличения и снижения величины индуктивного сопротивления C_{xi} .

3. Используя эти модели, проанализированы формы крыльев ряда уже созданных самолетов транспортной категории. Анализ показал, что:

- модификация геометрии крыльев самолетов фирмы Embraer оптимизировалась путем увеличения числа трапеций, образующих план крыла, и числа z_H (А-300, А-320);

- наиболее оптимальным сочетанием $\eta_i(z_H)$ следует признать крыло

самолета Kawasaki-1;

- в Ан-148-200 оптимальным выбрано суммарное сужение η_c , а координата излома z_H требует существенного увеличения.

4. Предложенный метод повышения эффективности составных трапециевидных крыльев, на основе коэффициента их эллиптичности, является основой формирования геометрии составного крыла путем целенаправленного изменения числа трапеций, координат их изломов и суммарного сужения, обеспечивающих составному крылу минимум индуктивного сопротивления при заданной подъемной силе.

Список использованных источников

1. Кривов, Г. А. Мировая авиация на рубеже XX-XXI столетий. Промышленность, рынки [Текст] / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, Д. Ф. Афанасьева // К.: КВЩ, – 2003. – 295 с.

2. 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 – X., 2005. – С. 116 – 124.

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

Поступила в редакцию 10.09.2018.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Бычков,
ГП «Антонов», г. Киев.*