

УДК 629.735.33

Д. В. ТИНЯКОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

УТОЧНЕННАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КРУТКИ ТРАПЕЦИЕВИДНОГО КРЫЛА НА ОСНОВЕ КОЭФФИЦИЕНТА РОСТА ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Выполнено уточнение методики определения углов геометрической крутки трапециевидного крыла по его размаху для этапа предварительного проектирования на основе одного из частных критериев эффективности – коэффициента роста индуктивного сопротивления V_m . Для наиболее распространенных форм трапециевидных крыльев (образованных одной или двумя трапециями соответственно с одной и двумя координатами излома) получены численные значения углов оптимизирующей крутки по их полуразмаху и даны рекомендации по линеаризации этих зависимостей, упрощающих производство трапециевидных крыльев.

Ключевые слова: геометрические параметры крыла, частные критерии, компоновочные ограничения, циркуляция скорости, индуктивное сопротивление.

Введение

Трапециевидные крылья получили широкое распространение, в особенности при создании самолетов транспортной категории [1, 2], поскольку в максимальной степени удовлетворяют требованиям, предъявляемым к летательным аппаратам данного типа.

Совершенству форм несущих поверхностей всегда уделялось приоритетное внимание, поскольку они оказывают решающее влияние, как на летные характеристики, так и на показатели экономической эффективности самолета [3].

В работе [4] предложен новый метод формирования на этапе предварительного проектирования геометрических параметров системы несущих поверхностей самолета по частным критериям (рис. 1) их аэродинамической эффективности, т.е. по условиям:

- равенства коэффициентов форм трапециевидного и эллиптического крыльев – $K_{фм} = K_{фэ}$;
- минимальной величине коэффициента роста индуктивного сопротивления – $V_m = V_{min}$;
- минимальной потребной площади агрегатов хвостового оперения – $S_{хв.о} \rightarrow \min$.

В работе [5] показано, что на величину $K_{фм}$ оказывают влияние не только непосредственные геометрические параметры крыла, но и его компоновка с фюзеляжем и двигателями, расположенными по его размаху, что приводит первое условие к виду

$$K_{фм}(S_{эф}, \eta_m, \bar{S}_H, \bar{z}_{HM}) = K_{фэ}. \quad (1)$$

Однако не всегда подобранные по критерию (1) геометрические параметры трапециевидного крыла

обеспечивают эллиптический закон распределения циркуляции скоростей, который обуславливает минимальную величину индуктивного сопротивления

$$C_{xi} = AC_y^2 \rightarrow \min, \quad (2)$$

где $S_{эф}$, η – эффективная площадь и суммарное сужение крыла;

\bar{S}_H , \bar{z}_{HM} – относительная площадь наплывов и относительная координата изломов крыла;

C_y – коэффициент подъемной силы.

Для реализации условия (2) и служит второй [4] частный критерий

$$V_m(\eta_m, \bar{z}_i, \lambda_{эф}, \bar{\varepsilon}_i^0(\bar{z}_i)) = V_{min}, \quad (3)$$

где $\lambda_{эф}$ – эффективное удлинение в системе несущих поверхностей самолета, по которому представляется возможным (при выбранных по критерию (1) геометрических параметрах трапециевидного крыла) найти потребные углы геометрической крутки местных хорд $\bar{\varepsilon}_i^0(z_i)$, обеспечивающий трапециевидному крылу эллиптический закон распределения циркуляции скоростей по его размаху [6, 7], что в максимальной степени отвечает условию (2).

Постановка задач исследования

Условие (2) является определяющим фактором в крейсерском режиме полета самолета. На рис. 2 показаны численные значения различных видов сопротивления основных агрегатов, посчитанные по методике работы [2] для среднемагистрального самолета с трапециевидным крылом по виду в плане. Как видим, величина C_{xi} составляет существенную долю в общем сопротивлении самолета. Поэтому

снижение его, даже на несколько процентов, представляет главную задачу конструкторов при разработке несущих поверхностей самолета.



Рис. 1. Схема метода формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолета транспортной категории по частным критериям и интегральным показателям его эффективности [4]

С учетом приведенных обстоятельств целью данной работы является выработка методики опре-

деления углов геометрической крутки местных хорд по размаху крыла $\bar{\varepsilon}_1^0(z_i)$ на основе выполнения условия (2) при выполнении критерия (3).

Решение поставленных задач

На первом этапе установим адекватность изменений величин индуктивного сопротивления ΔC_{xi} и коэффициента его роста V_m .

Для оценки коэффициента V_m воспользуемся известными выражениями [3]

$$V_{несж} = 1 + \delta_{несж}, \tag{4}$$

$$\delta_{несж} = \lambda(0,0244 - 0,022 \cos \chi^\circ).$$

При этом величина C_{xi} оценивается соотношениями

$$C_{xi} = \frac{V_{несж}}{\pi \lambda_\Gamma} C_{Укрейс}^2 = \frac{1 + \delta_{несж}}{\pi \lambda_\Gamma} C_{Укрейс}^2 = \tag{5}$$

$$= \frac{1 + \lambda_\Gamma(0,0244 - 0,022 \cos \chi^\circ)}{\pi \lambda_\Gamma} C_{Укрейс}^2$$

при $C_{Укрейс}^2 = 0,45$, $S_{кр} - const$ и $\bar{\varepsilon} - const$, где λ_Γ – геометрическое удлинение крыла.

Результаты количественной оценки C_{xi} и V_m по выражениям (2) и (5) представлены в табл. 1.

В последней колонке табл. 1 приведено сравнение приращений коэффициента индуктивного сопротивления ΔC_{xi} и коэффициента роста индуктивного сопротивления V_m .

Сопоставление ΔC_{xi} и V_m показано также на рис. 3, где постоянными параметрами трапециевидного крыла выступают его сужение ($\eta = 3,5$), площадь крыла $S_{кр}$ и величина $C_y = 0,45$.

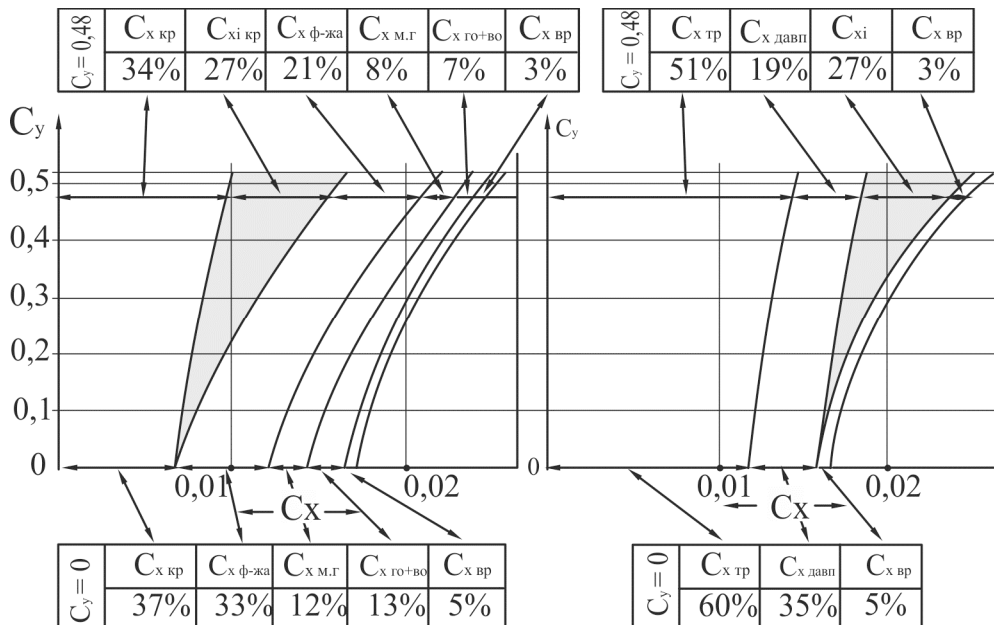


Рис. 2. Расчетная оценка составляющих коэффициента аэродинамического сопротивления

Таблица 1

Адекватность изменений ΔC_{xi} и V_M

№ п/п	$\chi_{гр}$	$\cos \chi$	$V_{несж} = 1 + \delta_{несж} = 1 + \lambda(0,0244 - 0,022\cos\chi)$				$C_{xi} = \frac{(1 + \delta_{несж})}{\pi\lambda} C_{Укрес}^2$				$B = \Delta C_{xi} = \frac{C_{xi} \cos \chi^{\circ} - C_{xi} \cos 0^{\circ}}{C_{xi} \cos 0^{\circ}} 100\%$			
			$\lambda=7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$	$\dots 7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$	$\dots 7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$
1	0°	1	1,0168	1,0192	1,0216	1,024	0,0093628	0,0082118	0,0073165	0,0066004	0	0	0	0
2	5°	0,9962	1,0173852	1,0198688	1,0223524	1,024836	0,0093682	0,0082172	0,0073219	0,0066057	0,57767	0,06575	0,0738	0,08029
3	10°	0,9848	1,0191408	1,0218752	1,0246096	1,027344	0,0093844	0,0082334	0,0073381	0,0066219	0,2307	0,26303	0,29522	0,32573
4	15°	0,9659	1,022514	1,0252016	1,0283518	1,031502	0,0094155	0,0082602	0,0073649	0,0066487	0,56286	0,58939	0,66151	0,73177
5	20°	0,9397	1,0260862	1,0298128	1,0335394	1,037266	0,0094484	0,0082974	0,0074021	0,0066859	0,91425	1,0424	1,16995	1,29537
6	25°	0,9063	1,0312298	1,0356912	1,0401526	1,044614	0,0094957	0,0083447	0,0074494	0,0067332	1,41944	1,6184	1,81644	2,01199
7	30°	0,8660	1,037436	1,042784	1,048132	1,05348	0,0095529	0,0084019	0,0075066	0,0067904	2,03037	2,31496	2,59823	2,87861
8	35°	0,8192	1,0446432	1,0510208	1,0573984	1,063776	0,0096192	0,0084682	0,0075729	0,0068567	2,73849	3,12233	3,5044	3,88309
9	40°	0,7660	1,052836	1,060384	1,067932	1,07548	0,0096947	0,0085437	0,0076484	0,0069322	3,54487	4,04174	4,53632	5,02696

Переменными же величинами являются: удлинение крыла λ и угол стреловидности χ° .

Эти известные факты приведены с целью показать, что изменение основных геометрических параметров крыла неизменно обеспечивает равенство $\Delta C_{xi} = V_M$, а отклонения в этом равенстве составляют не более 2,6%.

$$\Delta \bar{C}_{xi} = \bar{V}_M = \frac{C_{xi} \cos 0^{\circ} - C_{xi} \cos \chi^{\circ}}{C_{xi} \cos 0^{\circ}} 100\%. \quad (6)$$

Наличие полной адекватности в приростах ΔC_{xi} и V_M дает основание считать, что коэффициент роста индуктивного сопротивления может служить в качестве критерия по определению углов геометрической кривки местных хорд крыла $\bar{\epsilon}_i^0(\bar{z}_i)$, в том случае, когда резервы по влиянию основных гео-

метрических параметров крыла ($\eta_m, \bar{z}_i, \Delta \bar{S}_i, \lambda_{эф}$) в целях уменьшения C_{xi} уже полностью исчерпаны.

Значения относительных углов геометрической кривки для несущей поверхности произвольной формы по виду в плане (по аналогии с [6]) представим в следующем виде:

$$\bar{\epsilon}_i = K_{\epsilon i} \frac{b_0}{(\eta - \eta_{i-1}) b_{zi}} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}, \quad (7)$$

где K_{ϵ} – угол кривки крыла на i -м участке.

Значение b_{zi} определяют по выражению

$$b_{zi} = b_0 \frac{\eta_i \bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni} - (\eta_{i-1}) \bar{z}_i}{\eta - \eta_i (\bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1})} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}. \quad (8)$$

Как видим, ключевую роль в определении углов геометрической кривки играют величины местных хорд b_{zi} у крыльев различной формы.



Рис. 3. Зависимость коэффициента индуктивного сопротивления от углов стреловидности и удлинения крыла с $\eta = 3,5; C_y = 0,45; S_{кр} - \text{const}$

Так, на рис. 4 показаны закономерности изменения относительных величин местных хорд по координате \bar{z} для крыльев с простыми формами крыла, а знаками «+» и «-» обозначены отклонения от оптимизированных значений.

После подстановки значения b_{zi} из [8] получим

$$\bar{\varepsilon}_i = \frac{\eta_i(\bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1})(1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\eta_i \bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1} - (\eta_i - 1)\bar{z}_i} \quad (9)$$

Для наиболее распространенной формы крыла в самолетах транспортной категории с одной координатой излома \bar{z}_i выражение (9) преобразуется к виду:

– в центропланной части крыла ($\eta_1=1,0$)

$$\bar{\varepsilon}_1 = \frac{2[(1 - \bar{z}_H) + (1 + \bar{z}_H)\eta_2](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi\eta_2}; \quad (10)$$

– в консольной части крыла ($\eta_2 > 1,0$)

$$\bar{\varepsilon}_2 = \frac{2(1 - \bar{z}_H)[(1 - \bar{z}_H) + (1 + \bar{z}_H)\eta_2](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_2 - \bar{z}_H] - (\eta_2 - 1)\bar{z}_i} \quad (11)$$

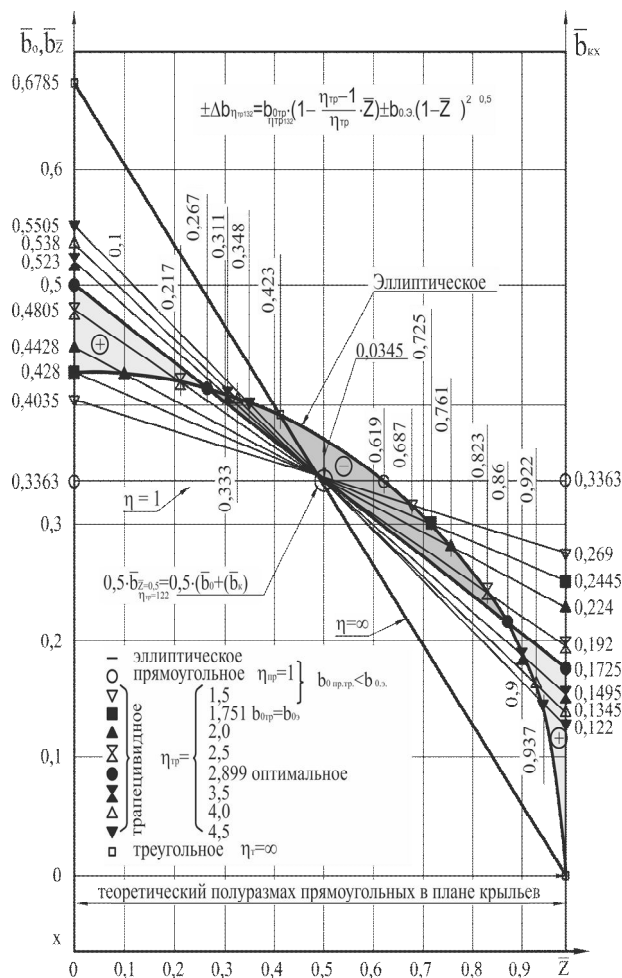


Рис. 4. Закономерности изменения относительных величин местных хорд у крыльев простых форм

Распределенные значения углов геометрической крутки крыла, образованного по виду в плане тремя трапециями, в зависимости от координаты \bar{z} , показаны на рис. 6.

У крыльев, план которых образован несколькими трапециями (В-747, Ан-225, Ан-124, С-5А и др.), величины местных хорд крыла b_{zi} тоже отличаются от их величин в эллиптическом крыле «+» и «-» (рис. 5), что также необходимо учитывать при решении уравнений (10) и (11).

По выражениям (10) и (11) выполнена количественная оценка потребных углов геометрической крутки местных хорд крыла с одной координатой излома \bar{z}_i (рис. 7). В качестве исходных данных взяты параметры крыла самолета Ан-24, как наиболее удовлетворяющего критерию $K_{фм} = K_{фэ}$.

На этом рисунке для другой формы крыла по виду в плане (с двумя координатами излома \bar{z}_{i1} и \bar{z}_{i2}) приведены выражения для определения углов крутки местных хорд в каждой из трех трапеций,

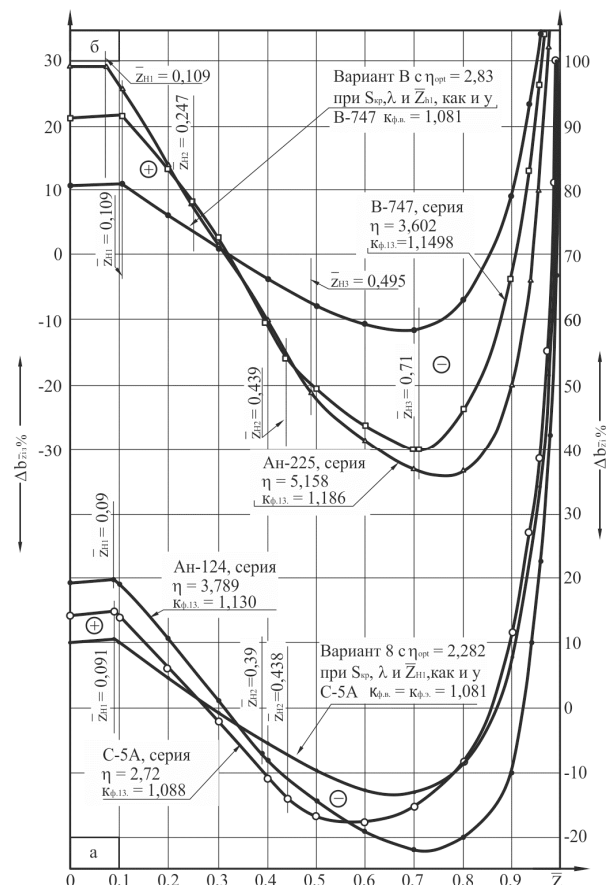


Рис. 5. Отличие величин местных хорд (в процентах) серийных самолетов С-5А, Ан-124, В-747, Ан-225 относительно хорд эквивалентных эллиптических крыльев

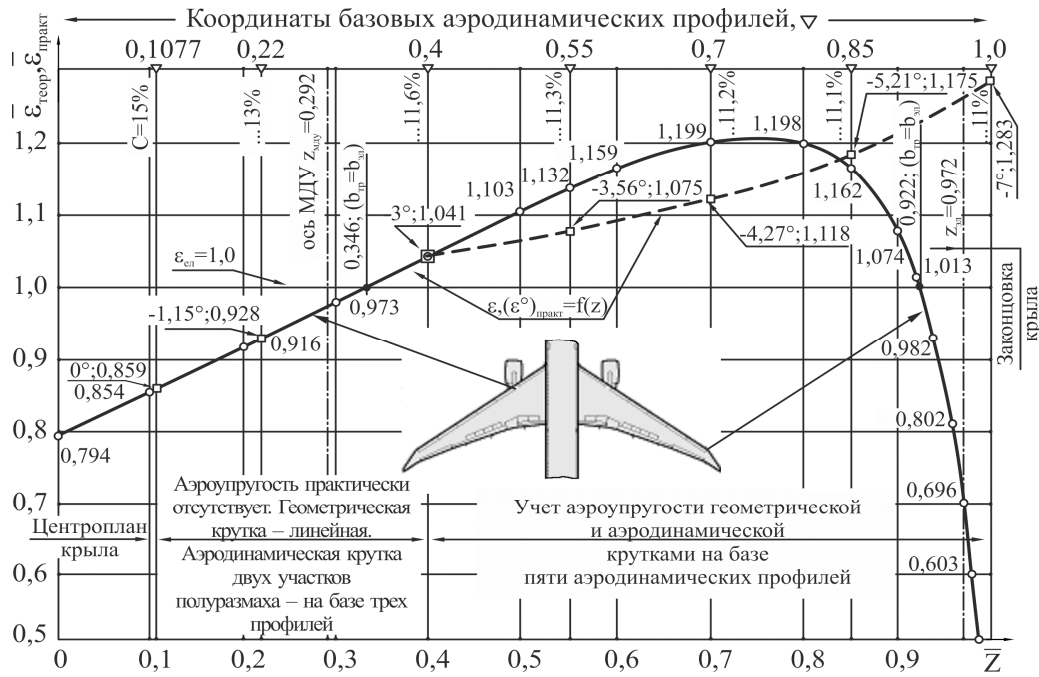


Рис. 6. Значения углов геометрической крутки по размаху крыла, план которого образован тремя трапециями

образующих план этого крыла, и на примере самолета В-747 построены численные значения углов оптимизирующей крутки в каждой из трапеций.

Форма крыла самолета В-747 взята в качестве примера в связи с тем, что совершенство крыла этого самолета (как и Ан-24) подтверждено многолетней успешной его эксплуатацией.

Из приведенных результатов следует, что с увеличением числа трапеций, образующих план крыла, существенно меняются требуемые углы оптимизирующей крутки, в особенности в зоне $\bar{z}_i < \bar{z}_{i1}$. А это означает, что меняются подходы и к обеспечению линейаризации углов крутки в процессе изготовления крыла.

Анализируя зависимость $\bar{\varepsilon}(\bar{z})$ для крыла с двумя координатами излома, нетрудно заметить, что на его участках $0 \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{i1}$ и $\bar{z}_{i1} \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{i2}$ изменения углов $\varepsilon_1(z)$ и $\varepsilon_2(z)$ могут быть приняты в виде линейных зависимостей, тогда как на конечной части крыла $\bar{z}_{i2} \leq \bar{z}_i \leq 1$ требуется ввести два линейаризованных участка изменения $\varepsilon_3(z)$ и $\varepsilon_4(z)$ для максимального приближения реальных значений $\bar{\varepsilon}(\bar{z})$ к их величинам, полученным на третьем участке крыла. У крыла же с одной координатой излома необходимо вводить большее число линейаризованных участков, в особенности при $\bar{z}_i \leq 0,8$.

Таким образом, установлено, что увеличенное число трапеций, образующих план крыла, позволяет более точно линейаризовать значения требуемых углов крутки его местных хорд.

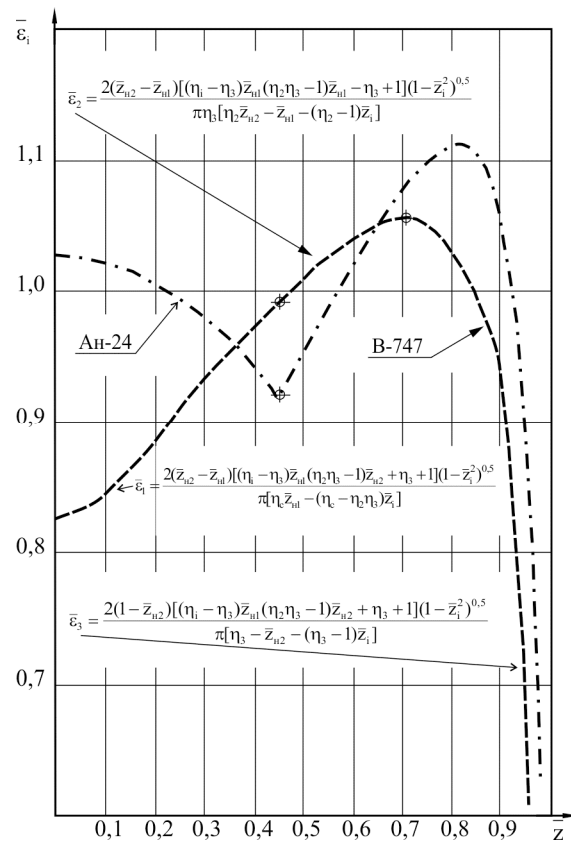


Рис. 7. Значения углов оптимизирующей крутки местных хорд двух форм крыла:
 - · - · - с одной координатой излома \bar{z}_i ;
 - - - с двумя координатами излома $\bar{z}_{i1}, \bar{z}_{i2}$;
 ⊕ - координаты изломов в оптимизированных вариантах

Для практики реального проектирования приведенные выражения и графические зависимости по определению потребных углов геометрической кривки местных хорд на основе минимальной величины коэффициента роста индуктивного сопротивления

$$\bar{\varepsilon}_i^0 (\Delta C_{xi} = B_m; \bar{z}_i) \quad (13)$$

являются первым приближением, поскольку параметры крыла $\lambda_{эф}$, η , \bar{z}_{ni} , χ^0 , а также формы крыла по виду в плане существенно влияют на жесткость крыла при изгибе и кручении, что отражается на значениях прогибов и углов закручивания по размаху от взаимодействия аэродинамических сил, сил упругости и гравитационных сил.

Учитывая приведенные результаты, полученные расчетным путем, углы кривки местных хорд необходимо уточнять, в том числе с привлечением имеющейся базы статистических данных по конструктивно-силовым схемам и массовым характеристикам крыльев-аналогов.

После оптимизации углов кривки местных хорд, обеспечивающих эллиптический закон распределения циркуляций по размаху крыла, следует использовать совмещенные эпюры величин местных хорд и площадей крыла оптимизируемой формы с эллиптической эквивалентной или известными оптимальными формами.

Выводы

В работе исследована применимость одного из частных критериев эффективности – коэффициента роста индуктивного сопротивления B_m к определению углов оптимизирующей геометрической кривки местных хорд трапециевидного крыла по его размаху путем анализа зависимости $\Delta C_{xi} \rightarrow \bar{\varepsilon}^0(\bar{z})$.

Установлено, что для трапециевидных крыльев различных по виду в плане, строго соблюдается равенство

$$\Delta \bar{C}_{xi} = \bar{B} = \frac{C_{xi} \cos 0^\circ - C_{xi} \cos \chi^\circ}{C_{xi} \cos 0^\circ} 100\%$$

с ошибкой не превышающей 2,6%, что дает основание при определении углов геометрической кривки местных хорд крыла использовать зависимость $\bar{\varepsilon}^0(B_m)$, что обеспечивает минимальную величину C_{xi} .

Для наиболее распространенных форм трапециевидных крыльев (с одной \bar{z}_{i1} и двумя \bar{z}_{i1} и \bar{z}_{i2} координатами излома) получены численные значения углов оптимизирующей кривки

$$\bar{\varepsilon}_i = \frac{\eta_i (\bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1}) (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\eta_i \bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1} - (\eta_i - 1) \bar{z}_i}$$

по их полуразмаху и даны рекомендации по линеаризации этих зависимостей, упрощающих производство трапециевидных крыльев.

Литература

1. Кюхеман, Д. *Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст] / Д. Кюхеман. – М. : Машиностроение, 1983. – 367 с.*
2. Карафолли, Е. *Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафолли. – М. : АН СССР, 1956. – 479 с.*
3. *Разработка метода оптимизации крыльев околозвуковых самолётов [Текст] / С. В. Ляпунов, В. Д. Боксёр, М. А. Владимиров и др. // Тр. ЦАГИ, 1999. – 1. – № 2460. – С. 158–168.*
4. Тиняков, Д. В. *Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности [Текст] / Д. В. Тиняков, В. И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 52. – X., 2011. – С. 26–33.*
5. Тиняков, Д. В. *Влияние компоновочных ограничений на частные критерии эффективности трапециевидных крыльев самолетов транспортной категории [Текст] / Д. В. Тиняков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 68. – X., 2011. – С. 32–41.*
6. Тюрев, В. В. *Методы оценки оптимизирующей кривки крыла в моделях выбора его геометрических параметров [Текст] / В. В. Тюрев, В. В. Утенкова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 26. – X., 2005. – С. 169–175.*
7. Колобкова, А. Н. *Минимизация индуктивного сопротивления неплоских несущих систем [Текст] / А. Н. Колобкова, М. И. Николаев // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей. – М. : МАИ, 1991. – С. 53–58.*
8. Тиняков, Д. В. *Анализ форм трапециевидных крыльев по частным критериям их эффективности [Текст] / Д. В. Тиняков, В. В. Утенкова // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 9. – X., 2012. – С. 54–60.*

Поступила в редакцию 14.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан самолетостроительного факультета В. Н. Кобрин, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

**УТОЧНЕНА МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ КУТІВ ГЕОМЕТРИЧНОГО СКРУЧЕННЯ
ТРАПЕЦІПОДІБНОГО КРИЛА НА ОСНОВІ КОЕФІЦІЄНТА ЗРОСТАННЯ
ІНДУКТИВНОГО ОПОРУ**

Д. В. Тіняков

Виконано уточнення методики визначення кутів геометричного скручення трапецієподібного крила за його розмахом для етапу попереднього проектування на основі одного з окремих критеріїв ефективності – коефіцієнта зростання індуктивного опору B_m . Для найбільш поширених форм трапецієподібних крил (утворених однією або двома трапеціями відповідно з однією і двома координатами зламу) отримано числові значення кутів оптимізуючого скручування за їх напіврозмахом і дано рекомендації по лінеаризації цих залежностей, що спрощують виробництво трапецієподібних крил.

Ключові слова: геометричні параметри крила, окремі критерії, компоновальні обмеження, циркуляція швидкості, індуктивний опір.

**THE ADJUSTED METHOD OF THE DETERMINATION
OF THE ANGLES OF GEOMETRICAL TWIST OF TRAPEZOIDAL WING BASED
THE INDUCED DRAG GROWTH FACTOR**

D. V. Tinyakov

For the stage of preliminary design the applicability of one of the partial criteria of the efficiency – the induced drag growth factor to the determination of the angles of optimizing geometrical twist of trapezoidal wing by its semi-span is investigated. For the most common shapes of trapezoidal wings (with one and two coordinates of the wing bend) numerical values of the optimizing twist angle on their semi-span are obtained and recommendations for linearization of the dependencies, which simplify manufacturing of trapezoidal wings are provided.

Keywords: geometrical parameters of the wing, the partial criteria, layout constraints, the speed circulation, induced drag.

Тіняков Дмитрій Васильевич – канд. техн. наук, доцент кафедри проектування самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: tinyakov_d@ukr.net.