

Определение углов геометрической крутки местных хорд трапециевидного крыла на основе коэффициента роста индуктивного сопротивления

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

Для этапа предварительного проектирования исследована применимость одного из частных критериев эффективности – коэффициента роста индуктивного сопротивления V_m к определению углов оптимизирующей геометрической крутки местных хорд трапециевидного крыла по его размаху. Для наиболее распространенных форм трапециевидных крыльев (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.

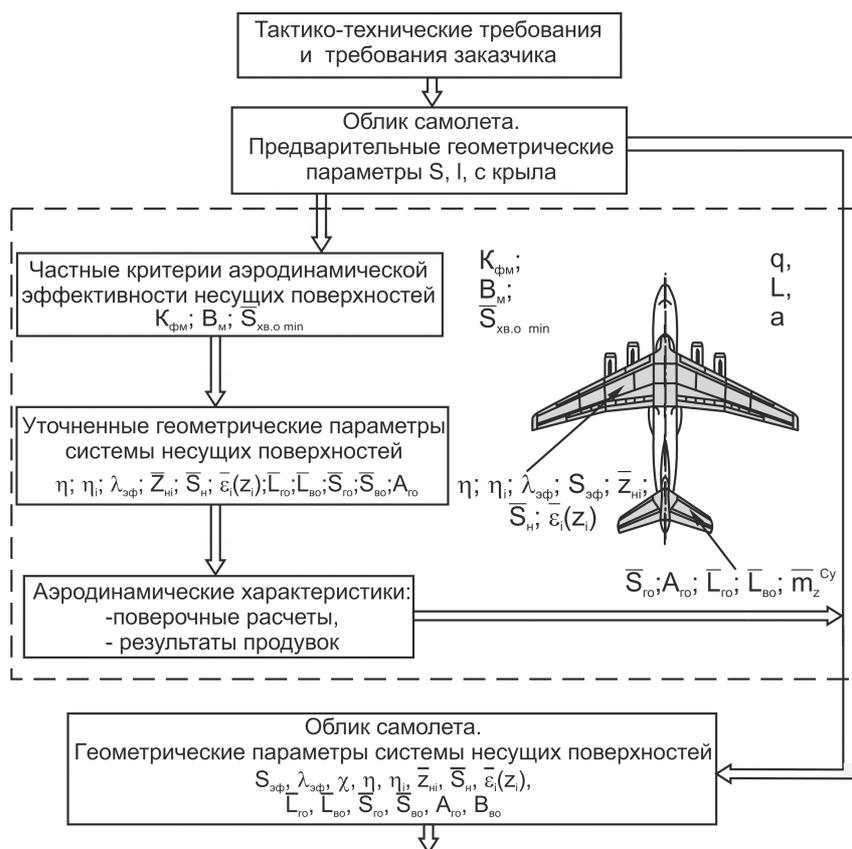


Рис. 1. Схема метода формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолета транспортной категории по частным критериям и интегральным показателям его эффективности [4]

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

$$B_M(\eta_M, \bar{z}_{H1}, \lambda_{эф}, \bar{\epsilon}_1^0(z_i)) = B_{min}, \quad (3)$$

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 кривки местных хорд $\bar{\epsilon}_1^0(z_i)$, которые и обеспечат трапециевидному крылу эллиптический закон распределения циркуляций 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 постоянную заботу конструкторов при разработке несущих поверхностей самолета.

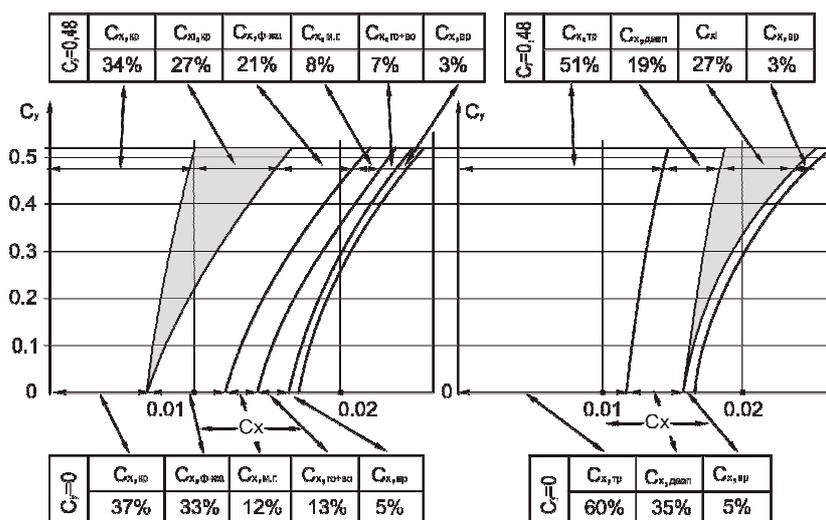


Рис. 2. Расчетная оценка составляющих коэффициента аэродинамического сопротивления

С учетом приведенных обстоятельств целью данной работы является выработка методики определения углов геометрической крутки местных хорд по размаху крыла $\bar{\epsilon}_1^0(z_i)$ 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 ΔB_M .

Для оценки коэффициента B_M воспользуемся известными выражениями [3]

$$B_{\text{несж}} = 1 + \delta_{\text{несж}}, \quad \delta_{\text{несж}} = \lambda(0,0244 - 0,022 \cos \chi^\circ). \quad (4)$$

При этом величина C_{xi} оценивается соотношениями

$$C_{xi} = \frac{B_{\text{несж}}}{\pi \lambda_r} C_{\text{укрыйс}}^2 = \frac{1 + \delta_{\text{несж}}}{\pi \lambda_r} C_{\text{укрыйс}}^2 = \frac{1 + \lambda_r(0,0244 - 0,022 \cos \chi^\circ)}{\pi \lambda_r} C_{\text{укрыйс}}^2 \quad (5)$$

при $C_{\text{укрыйс}}^2 = 0,45$, $S_{кр} - \text{const}$ и $\bar{\epsilon} - \text{const}$, где λ_r – геометрическое удлинение крыла.

Результаты количественной оценки C_{xi} и B_M по выражениям (2) и (5) представлены в таблице.

В последней колонке таблицы приведено сравнение приращений коэффициента индуктивного сопротивления ΔC_{xi} и коэффициента роста индуктивного сопротивления ΔB .

Адекватность изменений ΔC_{xi} и ΔB_M

№ п/п	$\chi_{гр}$	$\cos \chi$	$B_{\text{несж}} = 1 + \delta_{\text{несж}} = 1 + \lambda(0,0244 - 0,022 \cos \chi)$				$C_{xi} = \frac{(1 + \delta_{\text{несж}})}{\pi \lambda} C_{\text{укрыйс}}^2$				$\Delta B = \Delta C_{xi} = \frac{C_{xi} \cos \chi^\circ - C_{xi} \cos 0^\circ}{C_{xi} \cos 0^\circ} 100\%$			
			$\lambda = 7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$	$\dots 7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$	$\dots 7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$
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

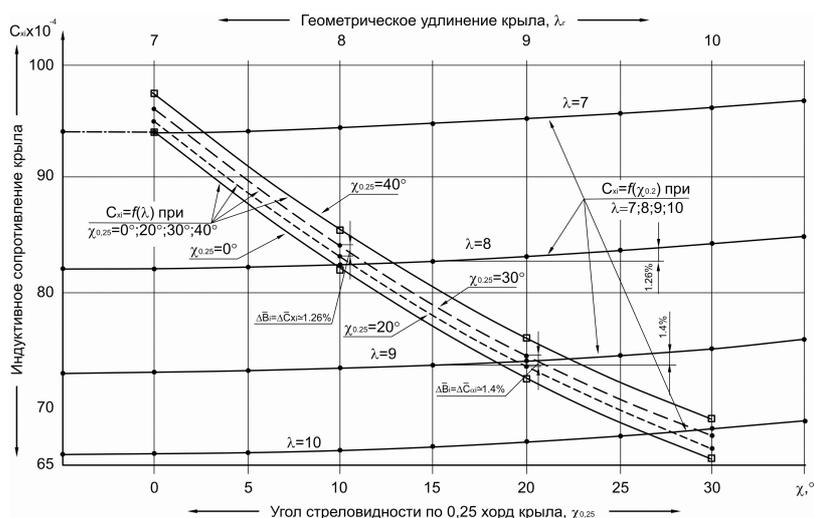


Рис. 3. Зависимость коэффициента индуктивного сопротивления от углов стреловидности и удлинения крыла с $\eta = 3,5$; $C_y = 0,45$; $S_{кр} - \text{const}$

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

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

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 $\Delta C_{xi} = \Delta B_M$, а отклонения в этом равенстве составляют не более 2,6%.

Наличие полной адекватности в приростах ΔC_{xi} и ΔB_M дает основание считать, что коэффициент роста индуктивного сопротивления может служить в качестве критерия определения углов геометрической крутки местных хорд крыла $\bar{\epsilon}_i^\circ (z_i)$ в том случае, когда резервы влияния основных геометрических параметров крыла ($\eta_m, \bar{z}_n, \Delta \bar{S}_n, \lambda_{эф}$), в целях уменьшения C_{xi} уже полностью исчерпаны.

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

$$\bar{\epsilon}_i = \frac{b_o}{\eta_1 \eta_2 \dots \eta_{i-1} b_{z_i}} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}. \quad (7)$$

После подстановки значения b_{z_i} из [8] получим:

$$\bar{\epsilon}_i = \frac{\eta_i (\bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1}) (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\eta_i \bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1} - (\eta_i - 1) \bar{z}_i}. \quad (8)$$

Для наиболее распространенной формы крыла в самолетах транспортной категории с одной координатой излома \bar{z}_n выражение (8) преобразуется к виду:

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

$$\bar{\epsilon}_i = \frac{2[(1 - \bar{z}_n) + (1 + \bar{z}_n)\eta_2](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi \eta_2}; \quad (9)$$

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

$$\bar{\varepsilon}_2 = \frac{2(1 - \bar{z}_h)[(1 - \bar{z}_h) + (1 + \bar{z}_h)\eta_2](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_2 - \bar{z}_h] - (\eta_2 - 1)\bar{z}_i} \quad (10)$$

По выражениям (9) и (10) проведена количественная оценка потребных углов геометрической кривки местных хорд крыла с одной координатой излома \bar{z}_h (рис. 4). 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}_{h1} и \bar{z}_{h2}) приведены выражения для определения углов кривки местных хорд в каждой из трех трапеций, образующих план этого крыла, и на примере самолета В-747 построены численные значения углов оптимизирующей кривки 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 потребные углы оптимизирующей кривки, в особенности в зоне $\bar{z}_i < \bar{z}_{h1}$. А это означает, что меняются подходы и к обеспечению линеаризации углов кривки в процессе изготовления крыла.

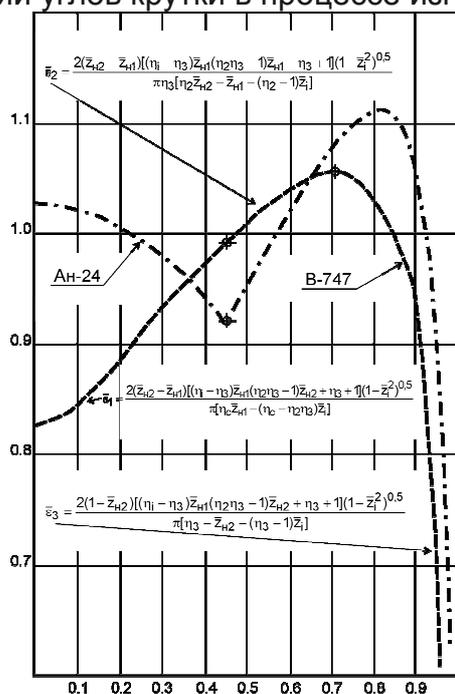


Рис. 4. Значения углов оптимизирующей кривки местных хорд двух форм крыла: — · — с одной координатой излома \bar{z}_h ; — — с двумя координатами излома \bar{z}_{h1} , \bar{z}_{h2} ; ◆ — координаты изломов в оптимизированных вариантах

Анализируя зависимость $\bar{\varepsilon}^0(\bar{z})$ для крыла с двумя координатами излома, трудно заметить, что на его участках $0 \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{h1}$ и $\bar{z}_{h1} \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{h2}$ изменения углов $\varepsilon_1(z)$ и $\varepsilon_2(z)$ могут быть приняты в виде линейных зависимостей, тогда как на конечной части крыла $\bar{z}_{h2} \leq \bar{z}_i \leq 1$ требуется ввести два линеаризованных участка изменения $\varepsilon_3(z)$ и $\varepsilon_4(z)$ для максимального приближения реальных значений $\bar{\varepsilon}(z)$ к

их величинам, полученным на третьем участке крыла.

У крыла же с одной координатой излома необходимо вводить большее число линеаризованных участков, в особенности при $\bar{z}_i \leq 0,8$.

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

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

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

являются первым приближением, поскольку параметры крыла $\lambda_{эф}, \eta, \bar{z}_{нi}, \chi^0$, 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 крутки местных хорд необходимо уточнять, в том числе с привлечением имеющейся базы статистических данных по конструктивно-силовым схемам и массовым характеристикам крыльев – аналогов.

Выводы

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

Установлено, что для трапециевидных крыльев различных по виду в плане строго соблюдается равенство $\Delta C_{xi} = \Delta B_m$ с ошибкой, не превышающей 2,6%, что дает основание при определении углов геометрической крутки местных хорд крыла использовать зависимость $\varepsilon^0(B_m)$, что обеспечивает минимальную величину C_{xi} .

Для наиболее распространенных форм трапециевидных крыльев (с одной $\bar{z}_{н1}$ и двумя $\bar{z}_{н1}$ и $\bar{z}_{н2}$ координатами излома) получены численные значения углов оптимизирующей крутки по их полуразмаху и даны рекомендации по линеаризации этих зависимостей, упрощающих производство трапециевидных крыльев.

Список литературы

1. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст] / Д. Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1983. – 367 с.
2. Карафоли, Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафоли. – М.: АН СССР, 1956. – 479 с.
3. Разработка метода оптимизации крыльев околозвуковых самолётов [Текст] / С.В. Ляпунов, В.Д. Боксёр, М.А. Владимирова 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. – Х., 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. – Х., 2011. – С. 32-41.

6. Тюрев, В.В. Методы оценки оптимизирующей крутки 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. – Х., 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. –Х., 2012. – С.54-60.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Н. Кобрин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков
Поступила в редакцию 05.06.2013

Визначення кутів геометричного скручування місцевих хорд трапецієподібного крила на основі коефіцієнта зростання індуктивного опору

Для етапу попереднього проектування досліджено можливість застосування одного з окремих критеріїв ефективності – коефіцієнта зростання індуктивного опору V_m до визначення кутів оптимізуемого геометричного скручування місцевих хорд трапецієподібного крила за його розмахом. Для найбільш поширених форм трапецієподібних крил (з однією і двома координатами зламу) отримано числові значення кутів оптимізуемого скручування за їх напіврозмахом і дано рекомендації з лінеаризації цих залежностей, що спрощують виробництво трапецієподібних крил.

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

Determination of the Geometrical Twist Angles of Trapezoidal Wing Local Chord by the Base of the Factor Growth Induced Drag

It is investigated at the stage of preliminary design the applicability of one of the partial criteria of the efficiency – the growth factor induced drag to the determination of the angles of optimizing geometrical twist local trapezoidal wing chord by its span. It is obtained 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 and provided recommendations for linearization of such dependencies, which simplify manufacturing of trapezoidal wings.

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