

УДК.629.735.01

В.В. УТЕНКОВА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА РАСЧЕТНОГО И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА САМОЛЕТА В ПЛАНЕ**

Произведена сравнительная оценка выбора параметров крыла самолета в плане по методу, предложенному автором с экспериментальными исследованиями эффективности модельных крыльев, выполненными ЦАГИ в аэродинамической трубе Т-106М.

геометрия крыла самолета, аэродинамическая труба, оптимальное крыло

Введение

Крыло является основным агрегатом самолета, во многом определяющим все его летно-технические характеристики. С учетом этого обстоятельства оптимизация крыла занимает центральное место на всех этапах создания самолета.

Выбор геометрии крыла в плане осуществляется на самом раннем этапе проектирования и оказывает существенное влияние на последующие стадии создания и эксплуатации самолета. Понятие оптимального крыла впервые ввел Прандтль [1], который характеризовал его как крыло, обладающее минимальным индуктивным сопротивлением при заданной величине подъемной силы. На таком понимании оптимальности крыла самолета разработан целый ряд теорий и методов [2], позволяющих с достаточной точностью осуществлять аэродинамические расчеты крыльев с известной геометрией.

Одной из наиболее фундаментальных в этом направлении следует считать работу Е. Карафоли «Аэродинамика крыла самолета» [2], в которой на основе представления контура крыла конечным тригонометрическим многочленом и основного дифференциально-интегрального уравнения Прандтля определено оптимальное сужение простого трапецевидного крыла: оптимальным оказалось сужение крыла, равное $\eta = 2,8571428$. Однако практика создания современных самолетов потребовала широко-

го использования так называемых составных в плане крыльев, состоящих, как правило, из четырех (рис. 1) или шести трапеций, решение задачи отыскания оптимальных параметров для которых по критерию Прандтля просто невозможно.

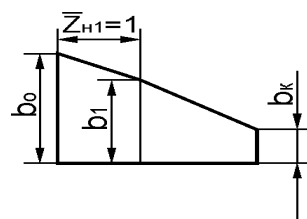


Рис. 1. Некоторые размеры составного крыла в плане

Постановка и решение задачи

В последнее время появились исследования [3, 4], позволяющие оптимизировать геометрию крыла в плане на самом раннем этапе его проектирования.

Для выбора параметров крыла в плане при нулевом приближении в работе [4] предложены два частных критерия

1. По критерию равенства коэффициентов форм проектируемого K_{fn} и эллиптического $K_{fэ}$ крыльев

$$K_{fn}(\eta, \bar{z}_n) = K_{fэ} \quad (1)$$

может быть определена оптимальная величина сужения η и координаты излома \bar{z}_n передней или задней кромки крыла.

Согласно работе [3] величина K_{fn} определяется по выражению

$$K_{\phi} = \frac{4}{3} \cdot \frac{\left[(\eta_c^2 + \eta_c - 2) \bar{z}_H + 3 \right]}{\left[(\eta_c - 1) \bar{z}_H + 2 \right]^2}, \quad (2)$$

а оптимальное соотношение (η и \bar{z}_H) для рассматриваемого типа крыла может быть оценено соотношением

$$\eta_{optc} = \frac{\bar{z}_H \{ \dots \} \pm \sqrt{\bar{z}_H^2 \{ \dots \}^2 - 4 \bar{z}_H [\dots]}}{\bar{z}_H \left[\pi^2 (1 - \bar{z}_H)^2 \bar{S}_H^2 + \pi^2 \bar{z}_H (1 - \bar{z}_H) \bar{S}_H + \pi^2 \bar{z}_H - 8 \bar{z}_H \right]} \times (3)$$

$$\times \frac{\sqrt{\left[\pi^2 (1 - \bar{z}_H)^3 \bar{S}_H^2 + \pi^2 \bar{z}_H (1 - \bar{z}_H)^2 \bar{S}_H + \pi^2 \bar{z}_H - 8 \bar{z}_H^2 \right]}}{\bar{z}_H \left[\pi^2 (1 - \bar{z}_H)^2 \bar{S}_H^2 + \pi^2 \bar{z}_H (1 - \bar{z}_H) \bar{S}_H + \pi^2 \bar{z}_H - 8 \bar{z}_H \right]},$$

где $\{ \dots \} = 16 \bar{z}_H - \pi^2 [\bar{z}_H - (1 - \bar{z}_H) \bar{S}_H]$.

2. По критерию минимума коэффициента роста индуктивного сопротивления

$$B(\eta, \bar{z}_H, \varepsilon) = B_{min} \quad (4)$$

определяют не только оптимальные значения η и \bar{z}_H , но и оптимизирующую крутку местных хорд ε по размаху:

– z при $z_H \geq z_i \geq 0$:

$$\bar{\varepsilon}_{opt} = \frac{2 \bar{z}_H \cdot [(\eta_c - 1) \cdot \bar{z}_H + \eta_2 + 1] \cdot (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi \cdot [\eta_c \cdot \bar{z}_H - (\eta_1 - \eta_2) \bar{z}_i]}; \quad (5)$$

– z при $1 \geq \bar{z}_i \geq \bar{z}_H$:

$$\bar{\varepsilon}_{opt} = \frac{2(1 - \bar{z}_H) \cdot [(\eta_c - 1) \cdot \bar{z}_H + \eta_2 + 1] \cdot (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi \cdot [\eta_2 \cdot \bar{z}_H - (\eta_2 - 1) \bar{z}_i]}. \quad (6)$$

Для целей анализа влияния параметров крыла на его аэродинамическое качество предлагаем представлять поляру крыла в следующем виде (рис. 2):

$$C_x = C_{x0} + DC_y^2 - AC_y. \quad (7)$$

При этом коэффициенты, входящие в выражение (7), определяются из следующих соотношений [4]:

$$C_y = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_o), \quad (8)$$

где α_o — угол атаки при $C_y = 0$;

$$C_y^\alpha = \frac{dC_y}{d\alpha} = 2\pi \frac{\lambda}{\bar{p}\lambda + 2}, \quad (9)$$

где \bar{p} — отношение полупериметра крыла к его размаху;

$$D = \frac{B}{\pi \lambda_{эф}}, \quad (10)$$

где D — коэффициент кривизны поляры;

$$A = 2\sqrt{D(C_{x0} - C_{x\min})} = \frac{2K_{\max} 2\sqrt{D \cdot C_{x0}} - 1}{K_{\max}}, \quad (11)$$

где $\lambda_{эф}$ — эффективное удлинение крыла; K — аэродинамическое качество крыла; B — коэффициент роста индуктивного сопротивления;

$$C_{xi} = B \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{эф}}. \quad (12)$$

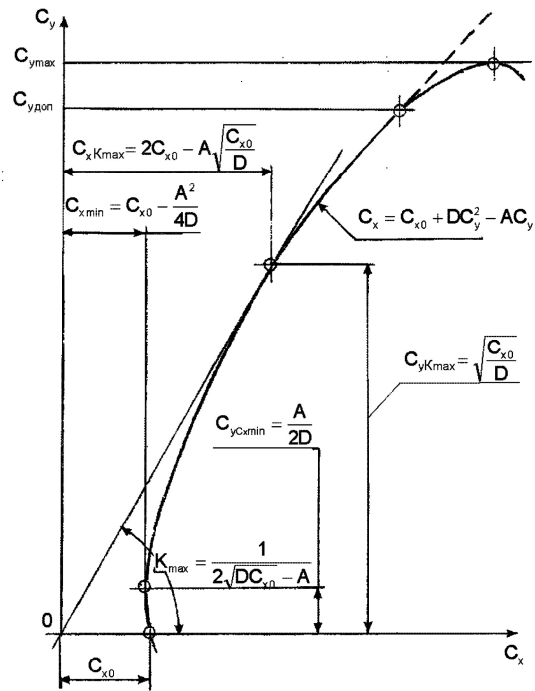


Рис. 2. Расчетная модель поляры крыла самолета

Представленные модели оптимизации форм и параметров крыла в плане, естественно, нуждаются в экспериментальной проверке.

Для такой проверки воспользуемся продувками модельных изолированных крыльев [5], осуществленными в трубе Т-106(ЦАГИ), геометрические характеристики которых представлены в табл. 1 и на рис. 3.

Таблица 1 имеют практически одинаковые величины λ и η ,

Исходные параметры исследуемых крыльев

Номера крыльев	№ 7 и № 8	№ 9	№ 11	
Исходные параметры	λ	7,964	8,006	8,957
	S , м ²	0,378	0,376	0,378
	S_{mp} , м ²	0,354	0,378	0,355
	\bar{S}_H	0,063	0,005	0,061
	\bar{S}_1	0,550	0,129	0,549
	\bar{S}_2	0,450	0,871	0,451
	\bar{z}_H	0,4145	0,091	0,4145

один и тот же закон геометрической крутки вдоль размаха крыла, набраны из одинаковых аэродинамических профилей.

Отличие состоит в том, что крыло № 9 – составное, имеющее “наплывы” по передней и задней кромкам.

Таблица 2

Расчетные значения параметров исследуемых крыльев

Номера крыльев	№ 7 и № 8	№ 9	№ 11
η_c	3,096	2,819	3,071
K_ϕ	1,101	1,080	1,099
B_c	1,035	1,024	1,032

Влияние величины геометрического удлинения на аэродинамические характеристики оценивалось путем сравнения крыльев № 8 и № 11, так как крыло № 11 имеет удлинение на одну единицу больше.

Влияние закона геометрической крутки вдоль размаха крыла на аэродинамические характеристики изолированного крыла оценивалось путем сравнения крыльев № 7 и № 8. Единственное отличие данной пары крыльев состоит в том, что крыло № 7 имеет не линейный, а так называемый “ломанный” закон геометрической крутки.

Испытания модельных крыльев проводились в диапазоне чисел $M = 0,15 \dots 0,9$ и углов атаки $\alpha = -6 \dots 26^\circ$, которые отсчитывались относительно контрольного сечения $z = 76,47$ мм.

При обработке материалов результаты испытаний относились к площадям и средним аэродинамическим хордам крыльев № 7, 8 и 11 без “наплыва”.

По результатам продувок в трубе определены характеристические коэффициенты экспериментальных поляр и значения коэффициентов качества (K) (рис. 4) для всех крыльев, а также проведено сопротивление по величинам коэффициентов сопротивлений:

$$C_{x теор} \geq C_{x эксп} \quad (13)$$

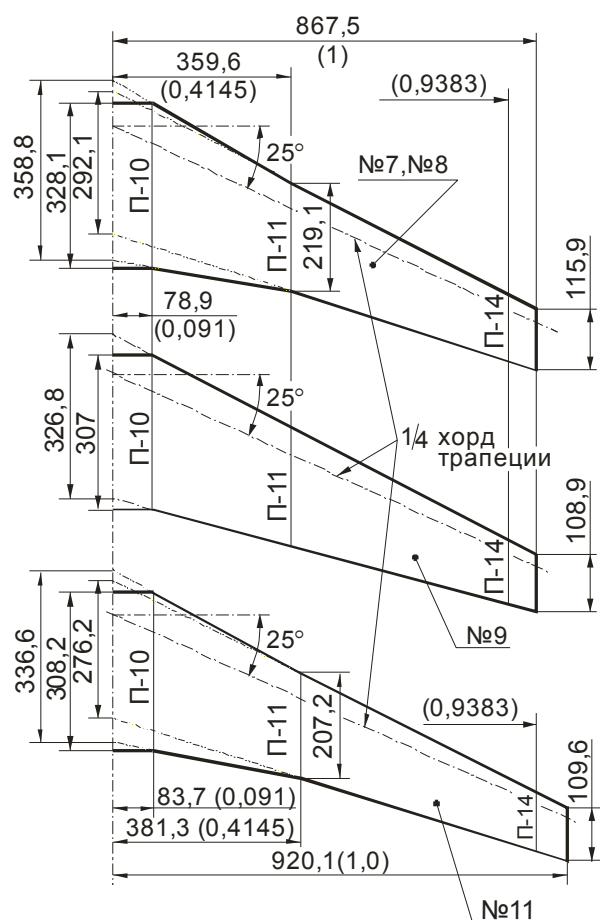


Рис. 3. Геометрия модельных крыльев, испытанных в аэродинамической трубе Т-106: П – профили крыла в сечениях

В табл. 2 приведены расчетные значения K_ϕ , η_c , B_c , подсчитанные на основе вышеприведенных расчетных моделей.

Влияние формы крыла в плане на аэродинамические характеристики изолированного крыла оценивалось путем сравнения крыльев № 8 и № 9. Они

При оценке $C_{x теор}$ учтено, что аэродинамические нагрузки крыльев № 7, № 8 и № 11 отнесены к площадям и средней аэродинамической хорде без “наплывов”.

Учитывая, что величина C_{x_0} связана только с профильным сопротивлением, а испытываемые крылья состоят из одинаковых аэродинамических профилей, экспериментальные значения коэффициентов C_{x_0} перенесены на теоретические значения C_{x_0} (табл. 3), т.е.

$$C_{x_0 теор} = \frac{S_{б/н}}{S} \cdot C_{x_0 экс} = \frac{0,354}{0,378} \cdot C_{x_0 экс} = 0,937 C_{x_0 экс} -$$

для крыльев № 7, № 8;

$$C_{x_0 теор} = 0,939 C_{x_0 экс} -$$

для крыла № 11;

$$C_{x_0 теор} = C_{x_0 экс} -$$

для крыла № 9.

При оценке $C_{x экс}$ значения K взяты из экспериментальных данных, представленных на рис. 4, а величины $\lambda_{эф} = f(M)$ и K_{max} приняты по данным работы [7].

Величина сходимости расчетных и экспериментальных данных оценена по выражению

$$\Delta = \frac{C_{x теор} - C_{x экс}}{C_{x теор}} \cdot 100\% /$$

Полученные результаты представлены в табл. 3 и на рис. 5 и 6.

Таблица 3

Сравнительная оценка влияния геометрии крыльев (№ 7, № 8, № 9 и № 11) на основные показатели их несущей способности (при $M = 0,4$)

Параметры	Крыло									
	№ 7			№ 9			№ 11			
	экспер.	теор.	$\Delta, \%$	экспер.	теор.	$\Delta, \%$	экспер.	теор.	$\Delta, \%$	
B	1,055	1,033	-2,13	—	1,016	—	1,066	1,032	-3,29	
$\lambda_{эф}$	5,7	5,341	-6,72	4,8	4,8	0	6	5,634	-6,5	
D	0,0589	0,0616	4,38	—	0,0674	—	0,0566	0,0583	2,92	
C_{x_0}	0,0070	0,0066	-6,06	0,0075	0,0075	0	0,0070	0,0066	-6,06	
K_{max}	28	28	0	30	30	0	29,1	29,1	00	
A	0,0049	0,0046	-6,52	—	0,0116	—	0,0054	0,0049	-10,2	
$C_{x теор}$	0,0066+0,0616 C_y^2 -0,0046 C_y			0,0075+0,0674 C_y^2 -0,0116 C_y			0,0066+0,0583 C_y^2 -0,0049 C_y			
C_y	0,20	0,0080	0,0081	1,23	0,0078	0,0079	1,27	0,0080	0,0080	0
	0,30	0,0107	0,0108	0,93	0,0100	0,0101	0,99	0,0103	0,0104	0,96
	0,40	0,0148	0,0146	-1,37	0,0141	0,0136	-3,68	0,0140	0,0140	0
	0,50	0,0200	0,0197	-1,52	0,0192	0,0186	-3,23	0,0184	0,0187	1,60

Очевидно что, представленные в табл. 3 и на рис. 5 экспериментальные и расчетные данные по C_x находятся практически в идеальном соответствии. Лучшая сходимость $C_{x экс}$ с $C_{x теор}$ достигается при $M = 0,4$.

Имеющиеся отличия у крыла № 9 при $M = 0,4$ и $0,5 \geq C_y \geq 0,4$, а также у крыльев № 7, 8 и 11 при

$M = 0,75$ и $0,25 \geq C_y \geq 0,2$ не превышают 5%.

Сравнительная оценка по влиянию геометрии крыла (№ 7, № 8, № 9 и № 11) на принятые критерии оптимизации, т.е. на коэффициенты K_{ϕ} и B при расчетном и экспериментальном вариантах их определения представлена на рис. 6.

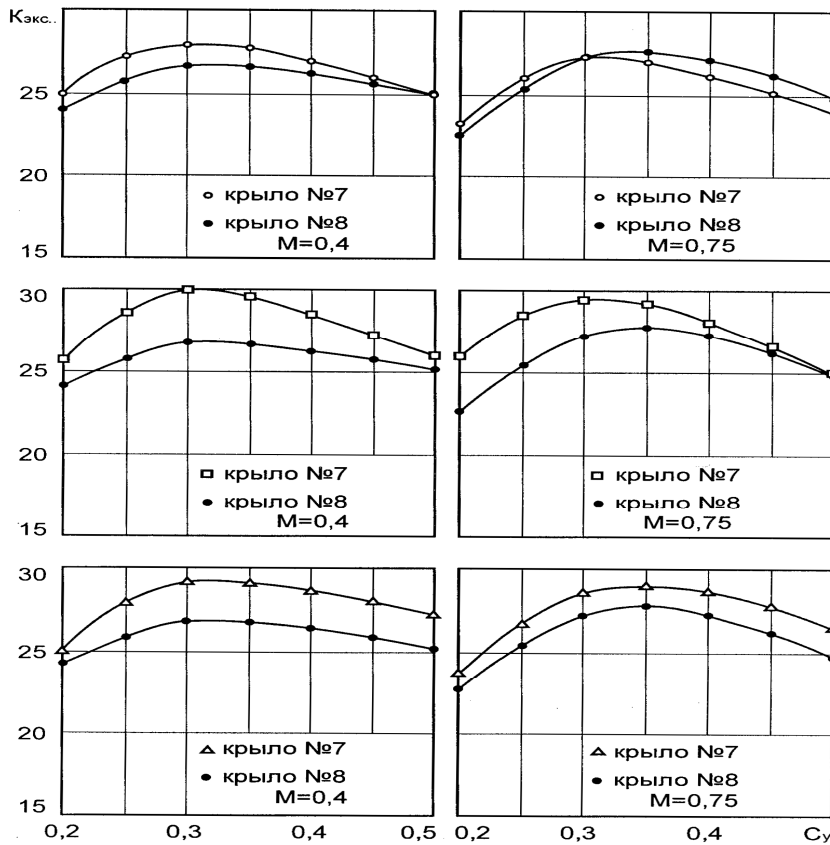


Рис. 4. Значения коэффициентов аэродинамического качества у модельных крыльях № 7, № 8, № 9 и № 11

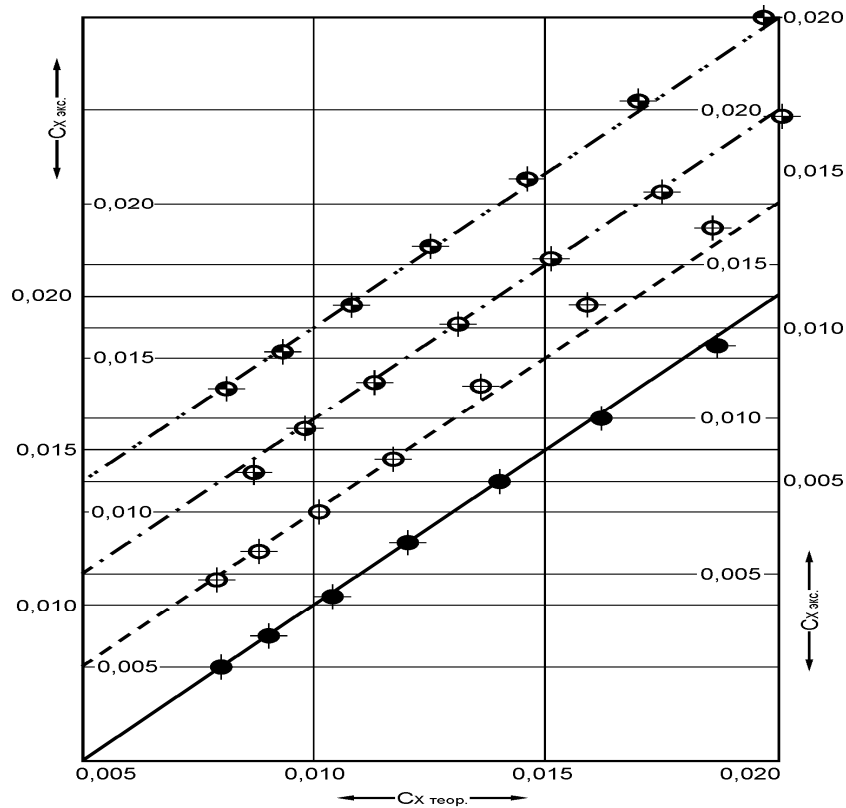


Рис. 5. Сравнительная оценка по определению C_x расчетным и экспериментальным путями для крыльев с различной геометрией в плане ($M = 0,75$):

● — для крыла №7; ⊕ — для крыла №8; ⊕ — для крыла №9; ● — для крыла №11

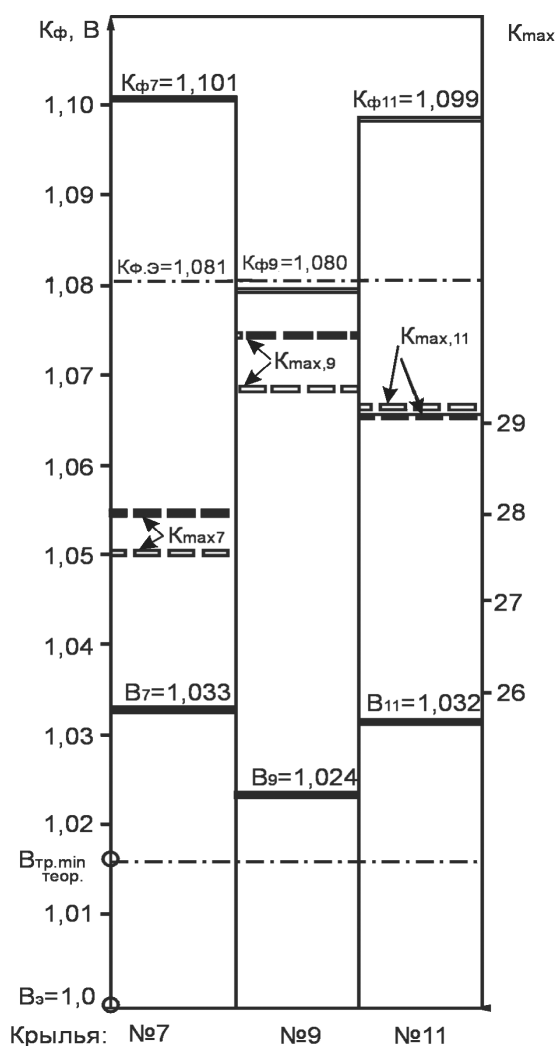


Рис. 6. Сравнительная оценка влияния геометрии крыла в плане (№ 7, № 9 и № 11) на величину коэффициента K_{ϕ} роста индуктивного сопротивления — B и максимального аэродинамического качества K_{max} :

— — — — — расчетные значения;
 - - - - - экспериментальные данные:
 - - - - - при $M = 0,4$; = = = = = при $M = 0,75$

Эти данные подтверждают, что геометрия крыла № 9 обеспечивает K_{ϕ} , близкий к $K_{\phi \varepsilon}$ и $B = B_{min \text{ тр}}$.

Из этого рисунка также следует, что с точки зрения эффективности рассматриваемых крыльев, одинаково подтверждаются расчетная и экспериментальная последовательности влияния геометрии крыла в плане на оба критерия:

$$C_{x \min} \rightarrow \text{№}9 \rightarrow \text{№}11 \rightarrow \text{№}7 \rightarrow \text{№}8; \quad (14)$$

$$K_{\phi} \rightarrow \text{№}9 \rightarrow \text{№}11 \rightarrow \text{№}7 \rightarrow \text{№}8. \quad (15)$$

Необходимо также отметить, что крыло № 9 обладает не только минимальным сопротивлением, но и максимальной величиной аэродинамического качества K_{max} .

Заключение

Полная идентичность условий (14) и (15), полученных предложенным методом, а также данных, приведенных на рис. 6 (крыло № 9) при максимальном значении аэродинамического качества является наиболее убедительным доказательством правомерности применения критериев $K_{\phi n} = K_{\phi \varepsilon}$ и $B = B_{min}$ для формирования крыла в плане на раннем этапе его проектирования.

Литература

1. Prandtl L. Gottingen Nachrichten. — 1918. — P. 451 — 477.
2. Караfoли Е. Аэродинамика крыла самолета. — М.: АН СССР, 1956. — 479 с.
3. Утенкова В.В. Понятие коэффициента формы крыла самолета в плане и модели его определения // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. — Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". — 2005. — Вып. 1 (2). — С. 31 — 38.
4. Утенкова В.В., Новиков В.И., Рябков В.И. Метод выбора геометрии крыла самолета в плане по частным критериям // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии — Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". — 2005. — Вып. 27. — С. 84 — 92.
5. Исследование аэродинамических характеристик изолированных крыльев, различающихся формой в плане при дозвуковых скоростях // Учен. записки ЦАГИ. — 1972. — № 8. — С. 47.

Поступила в редакцию 1.06.2005

Рецензент: канд. техн. наук, доцент И.Н. Волох, Нижегородский политехнический университет, Россия.