

УДК 629.735.01

В.В. УТЕНКОВА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ КРЫЛА В ПЛАНЕ НА РАЗМЕРНОСТЬ САМОЛЕТА**

Получены математические модели, позволяющие оценить влияние формы и геометрических параметров крыла в плане на размеры горизонтального и вертикального оперений, на удлинение хвостовой части фюзеляжа и на размерность всего самолета.

форма крыла, размерность самолета, моделирование влияния параметров крыла

Введение

Размерность самолета играет важную роль в его эксплуатационных характеристиках, поскольку связана тесным образом с условиями и экономикой базирования самолета.

На размерность самолета ($L_{н.ч} + L_{х.ч}$) оказывают влияние целый ряд факторов, одним из которых являются форма и геометрические параметры крыла в плане.

Постановка задачи исследования

Оценка такого влияния может осуществляться в рамках известного соотношения [1]:

$$\bar{S}_{хв.о} = \bar{S}_{г.о} + \bar{S}_{в.о} = A_{г.о} \frac{b_{сax}}{L_{г.о}} + B_{в.о} \frac{l_{кр}}{L_{в.о}}, \quad (1)$$

где $b_{сax}$ – средняя аэродинамическая хорда крыла; $l_{кр}$ – размах крыла, в котором параметры крыла и оперения компромиссно увязаны через $L_{г.о}$, $L_{в.о}$. (рис. 1).

Выражение (1) справедливо для самолетов идентичной размерности, т.е. при следующих условиях:

– одной компоновке фюзеляжей, идентичности внешних обводов фюзеляжей, обеспечивающих подобное размещение силовой установки, членов экипажа, систем, оборудования, грузов и т.п.;

– равной на расчетных режимах полета эффективности оперения, определяемой не только геометрическими параметрами планера и их частей, но и

их аэродинамическими, весовыми, центровочными характеристиками, а также параметрами и характеристиками силовой установки и автоматических устройств.

Многолетний опыт проектирования и эксплуатации самолетов различного назначения позволил получить измененные статистические значения [1] некоторых параметров, входящих в выражение (1) (табл. 1).

Как вытекает из предыдущих исследований [2 – 4], стремление разработчика снизить индуктивное сопротивление крыла, а значит, и уменьшить расход топлива на крейсерских режимах полета, неизменно приводит к необходимости оптимизации геометрии крыла в плане [5 – 7], т.е. достижению вполне определенных значений $b_{сax}$ и $l_{кр}$, входящих в выражение (1). Изменение же этих параметров, естественно, приводит к изменению и размерности всего самолета.

С учетом этого обстоятельства возникает задача оценки влияния формы крыла самолета в плане (рис. 2) на размерность самолета (рис. 1).

Решение поставленной задачи

Моделирование влияния параметров крыла в плане на хвостовое оперение осуществим на примерах прямоугольной ($\eta = 1,0$), трапециевидной ($\eta > 1,0$), треугольной ($\eta = \infty$) и четырехугольной ($\eta = \infty$) форм крыла в плане.

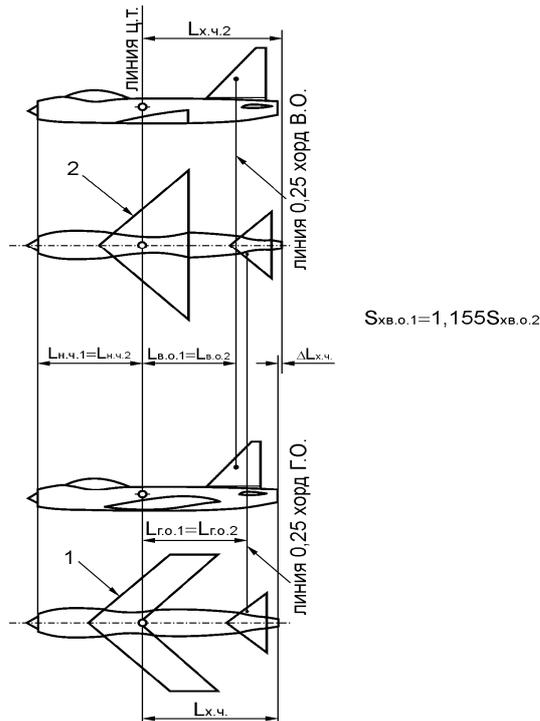


Рис 1. Размерности самолетов при различных формах крыла в плане

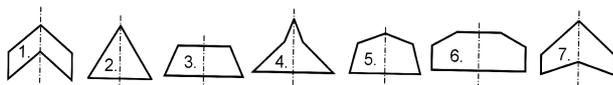


Рис. 2. Формы крыла самолета в плане

Таблица 1
Значение коэффициентов статических моментов и плеч хвостового оперения самолета

Типы самолета	$A_{z.o}$	$A_{e.o}$	$\frac{L_{z.o}}{b_{cax}}; \frac{L_{e.o}}{b_{cax}}$
Магистральные пассажирские с ТВД	0,8...1,1	0,05...0,08	2,0...3,0
Магистральные пассажирские с ТРДД	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Тяжелые неманевренные со стреловидным крылом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Тяжелые неманевренные с прямым крылом	0,45...0,55	0,05...0,09	2,0...3,0
Скоростные маневренные	0,40...0,50	0,05...0,08	1,5...2,0

Эта группа крыльев образуется прямыми линиями по передней и задней кромкам и концевой хордой, (параллельной продольной оси самолета) или равной нулю.

Форма в плане таких крыльев описывается выражением

$$b_{\bar{z}} = b_o \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \bar{z} \right), \quad (2)$$

где η – сужение крыла; $b_o, b_{\bar{z}}$ – корневая и текущая хорды крыла.

Величина средней аэродинамической хорды и размах соответственно равны:

$$b_{cax} = \frac{4}{3} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)^2} \cdot \sqrt{\frac{S_{кр}}{\lambda}}; \quad (3)$$

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda S_{кр}}. \quad (4)$$

Используя зависимости (1) – (4), рассмотрим группу крыльев, для которых

$$\bar{S}_{xв.o} = \frac{4}{3} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)^2} \cdot \frac{A_{z.o}}{L_{z.o}} \cdot \sqrt{\frac{S_{кр}}{\lambda}} + \frac{B_{e.o}}{L_{e.o}} \sqrt{\lambda S}. \quad (5)$$

В качестве оптимизируемого параметра примем $\bar{S}_{xв.o}$, а величины $S_{кр}, A_{z.o}, B_{e.o}, L_{z.o}$ и $L_{e.o}$ будем рассматривать как постоянные, известные из предшествующих этапов компоновки самолета.

Найдем экстремум функции $\bar{S}_{xв.o} = f(\eta, \lambda)$, решив следующую систему уравнений:
$$\begin{cases} \bar{S}'_{xв.o\eta} = 0; \\ \bar{S}'_{xв.o\lambda} = 0. \end{cases}$$

Решение дает критические (оптимальные) величины:

$$\eta_{крит} = 1; \quad \lambda_{крит} = \frac{A_{z.o} L_{e.o}}{B_{e.o} L_{z.o}}, \quad (6)$$

при которых выполняется достаточное условие существования экстремума $\bar{S}_{xв.o.min}$:

$$\bar{S}_{xв.o.min} (\eta=1, s_H=0) = 2 \cdot \sqrt{\frac{A_{z.o} B_{e.o}}{L_{z.o} L_{e.o}} S_{кр}}. \quad (7)$$

Помимо определения $\bar{S}_{xв.o.min} (\eta=1, s_H=0)$ значения

$\eta_{крит}$ и $\lambda_{крит}$ дают также и равенство $S_{z.o} = S_{e.o}$, которое устанавливает взаимозависимость некоторых геометрических параметров крыла, хвостового оперения и фюзеляжа:

$$A_{z.o} \cdot \frac{b_{cax}}{L_{z.o}} = B_{e.o} \cdot \frac{l_{кр}}{L_{e.o}}. \quad (8)$$

С учетом этого условия имеем

$$\bar{S}_{xв.о. \min} (\eta=1, s_H=0) = 2A_{2.0} \cdot \frac{b_{сax}}{L_{2.0}} = 2B_{в.о} \cdot \frac{l_{кр}}{L_{в.о}}. \quad (9)$$

Полученный оптимум $\bar{S}_{xв.о. \min}$ однозначно определяет, что это прямоугольное крыло в плане, характеризуемое $\eta=1$ и

$$l_{кр} = \sqrt{\frac{A_{2.0}L_{в.о}}{B_{в.о}L_{2.0}} S_{кр}}, \quad (10)$$

$$b_z = b_o = b_{сax} = b_k = \sqrt{\frac{B_{в.о}L_{2.0}}{A_{2.0}L_{в.о}} S_{кр}}. \quad (11)$$

Для трапецевидных форм крыльев в плане экстремум $\bar{S}_{xв.о}$ определим при $\eta = const$, как уже известном значении для крыла самолета.

Уравнение $\bar{S}'_{xв.о.\lambda} = 0$ является необходимым условием существования экстремума, решив которое, получим

$$\lambda_{крит} = \frac{4}{3} \frac{A_{2.0}L_{в.о}}{B_{в.о}L_{Г.О}} \frac{(\eta^2 + \eta + 1)}{(\eta + 1)^2}. \quad (12)$$

Условие $\frac{\partial^2 \bar{S}_{xв.о.}}{\partial \lambda^2} = 0$ при критической (оптимальной) величине $\lambda_{крит}$ определяет величину

$$\bar{S}_{xв.о. \min} (\infty > \eta > 1, \bar{s}_H = 0) = \frac{4}{\sqrt{3}(\eta + 1)} \sqrt{(\eta^2 + \eta + 1) \frac{A_{2.0}B_{в.о}}{L_{2.0}L_{в.о}} S_{кр}}. \quad (13)$$

Величина $\lambda_{крит}$ также определяет условие $S_{2.0} = S_{в.о}$, которое устанавливает те же взаимозависимости геометрических параметров крыла, хвостового оперения и фюзеляжа, обусловленные зависимостями (8) и (9) при $\eta = 1$.

Полученный оптимум $\bar{S}_{xв.о. \min}$ однозначно определяет трапецевидную форму крыла в плане при $\infty > \eta > 1$:

$$l_{кр} = \frac{2}{\sqrt{3}(\eta + 1)} \sqrt{(\eta^2 + \eta + 1) \frac{A_{2.0}L_{в.о}}{B_{в.о}L_{2.0}} S_{кр}}; \quad (14)$$

$$b_0 = \eta b_k = \eta \sqrt{\frac{3}{(\eta^2 + \eta + 1)} \frac{B_{в.о}L_{2.0}}{A_{2.0}L_{в.о}} S_{кр}}; \quad (15)$$

$$b_{сax} = \frac{2}{\sqrt{3}(\eta + 1)} \sqrt{(\eta^2 + \eta + 1) \frac{B_{в.о}L_{2.0}}{A_{2.0}L_{в.о}} S_{кр}}. \quad (16)$$

Треугольная и четырехугольная формы крыльев в плане характеризуются $\eta = \infty$ (рис. 3).

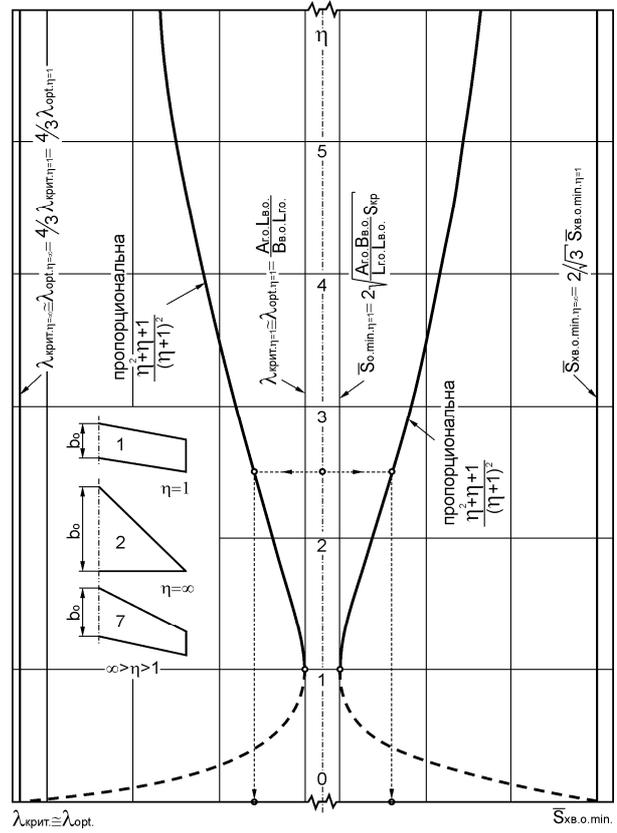


Рис. 3. Зависимости $\lambda_{крит}(\eta) = \lambda_{опт}$ и $\bar{S}_{xв.о. \min}(\eta)$ (при $\bar{z}=0, \bar{s}_H=0$)

Определив по правилу Лопиталья

$$\lim_{\eta \rightarrow \infty} \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)^2} = 1$$

и используя зависимости (12) и (16), получим:

$$\lambda_{крит} = \frac{4}{3} \frac{A_{2.0}L_{в.о}}{B_{в.о}L_{2.0}}; \quad (17)$$

$$\bar{S}_{xв.о. \min} (\eta = \infty, s_H = 0) = \frac{4}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{A_{2.0}B_{в.о}}{L_{2.0}L_{в.о}} S_{кр}}; \quad (18)$$

$$l_{кр} = \frac{2}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{A_{2.0}L_{в.о}}{B_{в.о}L_{2.0}} S_{кр}}; \quad (19)$$

$$b_0 = 1,5b_{сax} = \sqrt{3} \sqrt{\frac{B_{в.о}L_{2.0}}{A_{2.0}L_{в.о}} S_{кр}}. \quad (20)$$

На рис. 3 приведены зависимости $\lambda_{крит}(\eta) = \lambda_{опт}(\eta)$, $\bar{S}_{xв.о. \min}$, построенные для рассмотренных выше форм крыльев в плане.

При оптимизации геометрических параметров самолета по $\bar{S}_{xв.о}$ величина η оказывает влияние как на удлинение крыла, так и на минимальную площадь оперения, необходимую для обеспечения потребной устойчивости и управляемости. С увели-

чением η растут λ_{opt} и $\bar{S}_{xв.o.min}$. В пределе, если рассмотреть два гипотетических самолета одного назначения, отличающихся только формами крыльев в плане, характеризующихся $\eta_1 = 1$ и $\eta_2 = \infty$, то в случае равенства $L_{2.o.1} = L_{2.o.2}$, $L_{6.o.1} = L_{6.o.2}$ $\bar{S}_{xв.o.min2}$ возрастает по отношению к $\bar{S}_{xв.o.min1}$ на $\approx 15\%$ при одновременном увеличении λ_2 в 1,33 раза. Потребуется также увеличение хвостовой части фюзеляжа для компоновки большего по линейным размерам оперения (табл. 2).

Аналогичным образом согласованные значения параметров крыла, оперения, а также L_{2o} и L_{6o} могут быть получены и для других вариантов крыла в плане (рис. 4 – 6), в том числе и для составных крыльев с «наплывами»:

$$\eta_{крп} = \frac{\bar{z}_H + 2\bar{S}_H(1 - \bar{z}_H)^2}{\bar{z}_H[1 + 2\bar{S}_H(1 - \bar{z}_H)]}; \quad (21)$$

$$\lambda_{крит} = \frac{4A_{2.o}L_{6.o}}{3B_{6.o}L_{2.o}} \frac{[3\bar{z}_H + 4\bar{S}_H^2(1 - \bar{z}_H)^3]}{3\bar{z}_H}; \quad (22)$$

$$\bar{S}_{xв.o.min} = 2\sqrt{\frac{A_{2.o}B_{6.o}}{L_{2.o}L_{6.o}} \frac{[3\bar{z}_H + 4\bar{S}_H^2(1 - \bar{z}_H)^3]}{3\bar{z}_H}} S_{крп}. \quad (23)$$

где \bar{S}_H – площади «наплывов» по передней или задней кромкам крыла (рис. 4).

Входящие в выражения (21), (22) и (23) значения \bar{S}_H можно использовать как со знаком «+», так и со знаком «-», что позволяет параметрически исследовать влияние «наплывов» в крыле на согласованное сочетание других параметров в аэродинамической компоновке самолета.

На рис. 5 приведены зависимости

$$\lambda_{крит}(\eta) = \lambda_{opt}(\eta) \text{ и } \bar{S}_{x.o.min},$$

построенные на основе зависимостей (22) и (23) для крыла самолета шестого варианта (рис. 2), т.е. с наплывом по передней кромке $+\bar{S}_H$. Очевидно, что величина площади наплыва \bar{S}_H и координата его расположения оказывают существенное влияние на геометрические характеристики хвостового оперения и на длину хвостовой части фюзеляжа.

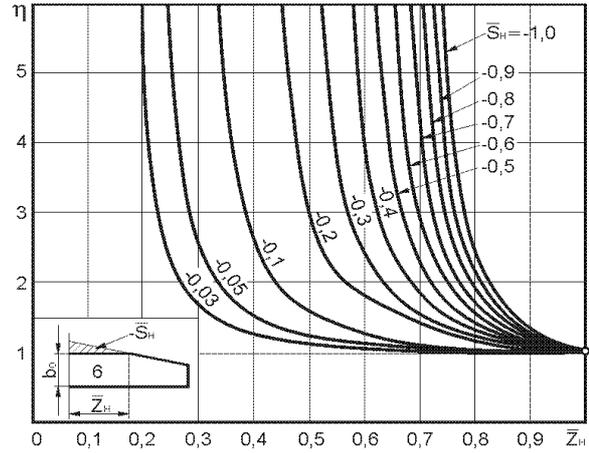


Рис. 4. Зависимость $\eta(\bar{z}_H, \bar{S}_H)$ при $-1 < \bar{S}_H < 0$

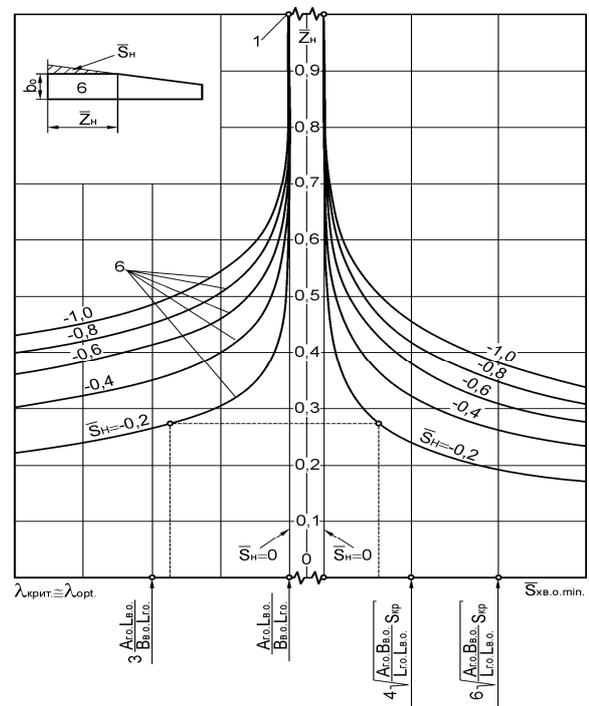


Рис. 5. Зависимости $\lambda_{крит}(\bar{z}_H)$ и $\bar{S}_{xв.o.min}(\bar{z}_H)$ для крыла с «наплывами» по передней и задней кромкам

Так, изменение формы крыла в плане с 1 на 6 (рис. 2) и применение «наплыва» с площадью $S_H = 0,2 \text{ м}^2$ приводит к изменению площади горизонтального оперения на $1,98 \text{ м}^2$, а длины хвостовой части фюзеляжа – на $0,09 \text{ м}$ (табл. 2).

Результаты полного анализа изменения геометрических параметров хвостового оперения, хвостовой части фюзеляжа, связанные с оптимизацией геометрии крыла в плане, представлены в табл. 2 и на рис. 6.

Таблица 2

Сравнительная оценка геометрических параметров самолета (крыла, оперения и фюзеляжа) с различными в плане формами крыла

Агрегат самолета	Геометрические параметры	Варианты формы крыла в плане							Примечание	
		1	2	3	4	5	6	7		
Крыло	$S_{кр}, M^2$	300		300	300	300	300	300	300	Заданы: $S_{кр}, S_{г.о.}, S_{в.о.}, A_{г.о.}, A_{в.о.}, L_{г.о.}, L_{в.о.}$
	\bar{S}_H	0		-0,19	0,19	-0,19	-0,2	0		
	$\lambda_{крит}$	3	4	3,67	4,77	3,68	3,2	3,25		
	$l_{крит}$	30	34,64	33,2	37,82	33,22	30,98	31,23		
	$b_{сах}, M$		11,55	11,07	12,59	11,07	10,32	10,4		
	z_H, M	0		6,64	5,74	7,47	7,75	0		
Горизонтальное оперение	$S_{г.о.}, M^2$	60	69,28	66,39	75,57	66,5	61,98	62,45		
	$\bar{S}_{г.о.}$	0,2	0,23	0,22	0,25	0,221	0,205	0,21		
	$L_{г.о.}, M$	20		20	20	20	20	20		
	$A_{г.о.}$	0,4		0,4	0,4	0,4	0,4	0,4		
Вертикальное оперение	$S_{в.о.}, M^2$	60	69,28	66,39	75,57	66,5	61,98	62,45		
	$\bar{S}_{в.о.}$	0,2	0,23	0,22	0,25	0,221	0,205	0,21		
	$L_{в.о.}, M$	18		18	18	18	18	18		
	$B_{в.о.}$	0,12		0,12	0,12	0,12	0,12	0,12		
Фюзеляж	$L_{ф}, M$	46	46,45	46,31	46,73	46,32	46,09	46,12		
	$L_{н.ч}, M$	20		20	20	20	20	20		
	$L_{х.ч}, M$	26	26,45	26,31	26,73	26,32	26,09	26,12		

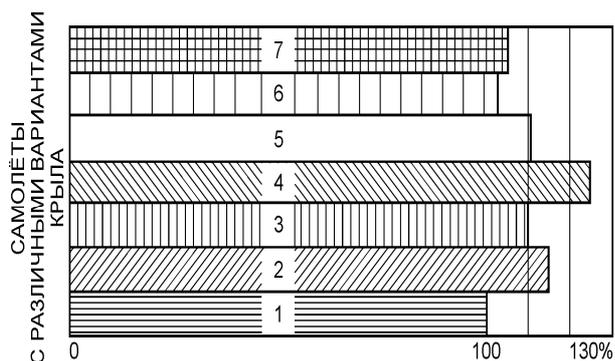


Рис. 6. Диаграмма сравнительной размерности самолета в зависимости от формы его крыла в плане: 1 – 7 – варианты геометрических форм крыла (формы крыла – на рис. 2).

Очевидно, что геометрия крыла в плане оказывает существенное влияние на многие другие геометрические параметры самолета, и в первую очередь – на его размерность.

Из представленной диаграммы хорошо видно, что размерность самолета, имеющего форму крыла со следующими параметрами:

$$\eta_1 = 1,0; \quad 1 < \eta_2 = \eta = \infty; \quad -1 < \bar{S}_n < 0,$$

по сравнению с самолетом, у которого крыло в плане характеризуется параметрами:

$$\eta_1 = 1; \quad z_n = 0; \quad S_n = 0,$$

увеличена почти на 40%.

Заключение

Таким образом, установлено, что наиболее зависимыми от форм крыла в плане являются параметры хвостового оперения и удлинения хвостовой части фюзеляжа.

Предложенные же в работе модели позволяют на самых ранних стадиях проектирования самолета прежде всего по оптимальной геометрии крыла самолета в плане выбрать оптимальные параметры горизонтального и вертикального оперения в плане, а также оценить влияние оптимизированных параметров крыла на размерность самолета в целом.

Литература

1. Основы общего проектирования самолетов: Учебн. пособие. Ч. 2 / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – 390 с.
2. Тюрев В.В. Оптимизационные задачи линейной теории крыла // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 19. – С. 34 – 39.
3. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 325 с.
4. Ганиев Ф.И., Нгуен Дык Конг. Расчет индуктивного сопротивления крыла с произвольной деформацией // Ученые записки ЦАГИ. – 1989. – № 3. – С. 1 – 9.
5. Утенкова В.В. Понятие коэффициента формы крыла в плане и модели его определения // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ» – 2005. – Вып. 41 (2). – С. 31 – 38.
6. Утенкова В.В., Новиков В.И., Рябков В.И. Метод оптимизации геометрии крыла самолета в плане по частным критериям // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2005. – Вып. 22. – С. 72 – 76.
7. Тюрев В.В., Утенкова В.В. Методы оценки оптимизирующей крутки крыла в моделях выбора его геометрических параметров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х: Нац. аэрокосм. ун-т „ХАИ”. – 2005. – Вып. 26. – С. 72 – 78.

Поступила в редакцию 1.06.2005

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