

Сравнительная оценка форм крыла самолётов ХАИ - 1, ХАИ - 6 и Ту- 2 с учетом современных моделей

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Важным моментом создания самолёта является формирование формы крыла по виду в плане, поскольку выбранная форма (наряду с формированием сечения крыла) во многом определяет характеристики связанные с аэродинамическим и весовым его совершенством. В данной исследовании проведена сравнительная оценка форм крыльев самолета ХАИ – 1 , ХАИ – 6 и Ту – 2, поскольку крылья этих самолётов разрабатывались одним авиаконструктором И. Г. Неманом, а решение принимались по величине достижения максимальной скорости полета. При анализе эффективности форм этих самолётов учтены и современные модели принятия решений.

Ключевые слова: геометрия крыла по виду в плане, сужение составных крыльев, координата излома крыла по размаху.

Введение, постановка задачи

Образование "Харьковского Авиационного Института" теснейшим образом связано с созданием самолета "ХАИ – 1", инициатором разработки которого является коллектив под руководством авиаконструктора Иосифа Григорьевича Немана.

Об этом самолёте и его создателе написан целый ряд воспоминаний и научных статей, в которых подробным образом оценены многочисленные новшества, реализованные в конструкции ХАИ – 1. Но И. Г. Неман является разработчиком крыльев и других самолетов того времени ХАИ – 6 и Ту – 2, которые выполнены одинаковыми по виду в плане: прямоугольный центроплан плюс две концевые трапеции с разными значениями абсолютных и относительных размеров. Поэтому важно проследить влияние таких изменений на достижение очень важного в то время параметра — величины максимальной скорости полета. Кроме того, следует также оценить эффективность тех решений с учетом современных моделей по выбору параметров трапециевидных крыльев.

Решение постановки задачи

В аэродинамическом отношении крыло ХАИ – 1 (как и весь самолёт) создавалось по принципу "ни одной лишней детали, выступающей в аэродинамический поток", т.е. решалась задача снижения коэффициента вредного сопротивления C_{x0} . Но полное сопротивление крыла (как известно) определяется соотношением

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}, \quad (1)$$

где, $C_{xi} = A \cdot C^2 \cdot \alpha$

A – коэффициент отвала поляры;

C^2_{ya} – коэффициент подъемной силы крыла;

т.е. с учетом величины коэффициента индуктивного сопротивления C_{xi} , минимального у крыльев с эллиптической формой по виду в плане. У составных форм C_{xic} выше, чем C_{xie} крыла эллиптической формы что и требует минимизации путем C_{xic} выбора относительных размеров составных трапециевидных крыльев.

Весьма распространенным является крыло (в том числе и у ХАИ – 1) образованное, прямоугольным центропланом и трапециевидными консолями. Исследуемые параметры :

$\frac{l}{2}$, – размах крыла;

z_H – координата излома крыла;

$b_{конц}$ – концевая хорда крыла;

b_{zn} – текущая хорда крыла;

η_c – общее сужение крыла.

Наиболее важными относительными параметрами крыла этого типа (рис.1) являются:

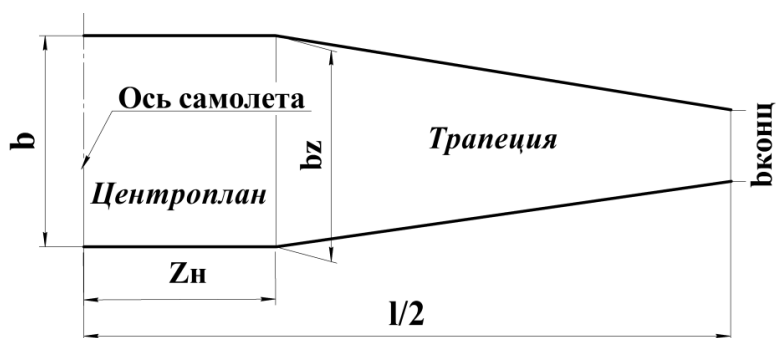


Рис. 1. Параметры составного по виду в плане крыла

— величина координаты излома крыла – $\bar{z}_H = \frac{2z_H}{l}$;

— сужение концевых трапециевидных консолей – $\eta_{тр} = \frac{b_z}{b_{конц}}$;

— суммарное сужение крыла – $\eta_c = \eta_c \cdot \eta_{тр}$.

— сужение центроплана рассматриваемых самолётов ($\eta_c = 1,0$)

В таблице 1 приведены значения основных геометрических параметров крыльев самолетов "ровесников" ХАИ - 1

Таблица 1

Геометрические параметры крыльев некоторых дозвуковых самолетов

№ п/п	Страна – разработчик	Наименование самолета	$\frac{1}{2}$, м	\bar{z}_H ,	$b_{конц}$, м	b_{ZH} , м	η_c
1	СССР	Khai - 1	7,4	0,25	0,15	0,35	2,33
2	СССР	Khai - 6	4,6	0,25	0,19	0,32	2,1
3	Германия	Siebel Si - 204	10,65	0,22	0,15	0,3	2,00
4	Германия	Heinkel He - 177 "Greif"	15,7	0,26	0,07	0,22	3,14
5	СССР	Tupolew Tu - 2	9,5	0,29	0,1	0,29	2,9
6	Германия	Junkers Ju - 88	9,2	0,46	0,1	0,21	2,1
7	Нидерланды	Fokker T-V	11,05	0,20	0,15	0,32	2,13
8	США	Curtiss -wright C -46	6,2	0,19	0,11	0,23	2,1
9	Украина	An-24	14,6	0,32	0,15	0,39	2,92

Существующие современные модели по оценке влияния форм трапециевидных крыльев построены на условии, что C_{xi} составного трапециевидного крыла должно мало отличаться от аналогичной величины крыла эллиптической формы по виду в плане путем сравнения коэффициентов роста индуктивного сопротивления (B)

$$B_c(\bar{z}_H, \eta_y, \eta_{тр}, \eta_c) = B_{эл}, \quad (2)$$

где, B_c – коэффициент роста индуктивного сопротивления составного крыла;

$B_{эл}$ – коэффициент роста индуктивного сопротивления эллиптического крыла.

при одинаковой подъемной силе, создаваемой этими разновидными формами, поскольку такой путь ведет к минимизации C_{xi} у крыльев с трапециевидной формой.

Реализация такого подхода прежде всего осуществлена на примере простого трапециевидного крыла, для которого по исследованиям [3] установлена оптимальная величина сужения $\eta_{тр} = 2,857$.

Для такого типа крыла величина $\eta = opt$ определена из условия $B_{тр} = B_{эл}$ по выражению [2, 4]

$$\eta_{opt.тр} = \frac{16 - \pi^2 + \pi \cdot \sqrt{32 - 3\pi^2}}{2 \cdot (\pi^2 - 8)} \approx 2,939. \quad (3)$$

где, $B_{тр}$ – коэффициент роста индуктивного сопротивления трапецевидного крыла;

$B_{эл}$ – коэффициент роста индуктивного сопротивления эллиптического крыла.

Как видим, оптимальное значение сужения, найденное из условия (3) $B_{тр} = 2,939$ мало отличающиеся от аналогичной величины найденной

Е. Карафоли ($\eta_{opt.тр} = 2,8571428$) для простого трапецевидного крыла [3].

Для реализации условия (2) составных крыльев по форме в плане учтена особенность таких крыльев, состоящая в том, что для обеспечения эллиптического закона распределения циркуляции вдоль размаха составного крыла (рис. 1) необходимо рассматривать две части полукрыла, имеющие общую границу таких частей Z_H и разные значения сужений η_i на каждом из участков составного крыла.

С учетом такого подхода получено выражение [4, 5] позволяющее установить взаимосвязь оптимальных значений сужений и координат излома для крыла, план которого образован прямоугольным центропланом и трапецевидными консолями.

$$\eta_{opt.c} = \frac{1,64 + 2,64\bar{z}_H - 4,279\bar{z}_H^2 + 1,299 \cdot \sqrt{1 + 2\bar{z}_H - 3\bar{z}_H^2}}{1 + 2\bar{z}_H - 4,279\bar{z}_H^2}, \quad (4)$$

На основе выражения (4) (при известном значении $\eta_{opt.c}$) представляется возможным определить значение \bar{z}_H при одной координате излома крыла по его размаху.

Численные значения такого подхода определения \bar{z}_H для крыла самолётов, представленных в (табл. 1), показаны на (рис. 2).

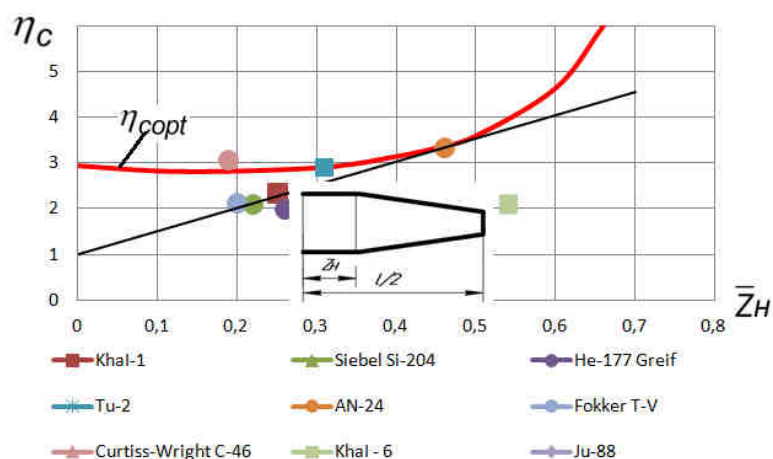


Рис. 2. Зависимость оптимальной величины суммарного сужения $\eta_{opt.c}$ и крыльев реальных самолётов по виду в плане крыла от относительной координаты излома

На основании полученных данных представляется возможным оценить соответствие сужений крыльев реальных самолётов (рис. 3) с их оптимальными значениями, полученными по условию (2).

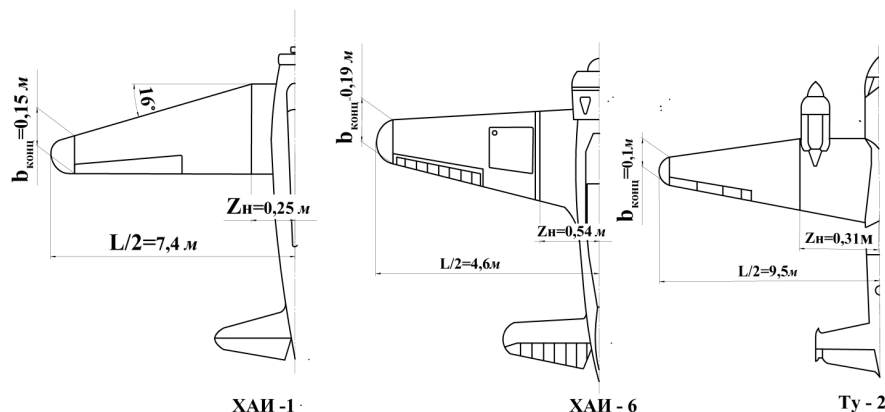


Рис. 3. Формы и размеры крыльев самолётов ХАИ – 1, ХАИ – 6 и Ту – 2

Как видим по рис. 2, что наибольшее отклонение от оптимальных величин как по параметру сужения η_c , так по параметру величины координаты излома \bar{z}_H имеет крыло самолёта ХАИ – 1. Уже крыло самолёта ХАИ – 6 отличается приближением выбранных значений η_c и \bar{z}_H к оптимальным. А в крыле самолёта Ту – 2 И. Г. Неман максимально приблизился к оптимальным значениям η_c и \bar{z}_H , т.е. обтекание трапециевидного крыла максимально приближено к оптимального крыла эллиптической форме, а значит, и обладает минимальным значением C_{xi} при одинаковой подъемной силе создаваемой этими формами крыла.

Следствием целенаправленного изменения формы крыла по виду в плане является свидетельство влияния форм на величину максимальной скорости (табл. 2).

Таблица 2.

Сравнительная оценка форм крыльев реальных самолётов по параметрам их сужений и координатам излома \bar{z}_H

Крыло самолёта	Сужения			Координата излома \bar{z}_H			V_{max} км/ч
	η_c	$\eta_{c_{opt}}$	Отклонение %	\bar{z}_H	\bar{z}_{opt}	Отклонение %	
ХАИ - 1	2,43	3,36	27,7	0,25	0,46	46	287
ХАИ - 6	2,1	2,42	12,8	0,54	0,46	-17	429
Ту - 2	3,3	3,27	1,22	0,31	0,46	32,6	521

Из приведенных данных отчетливо видно, что величина максимальной скорости определяется не только стартовой тяговооруженностью, но и величиной C_{xi} , которое в ХАИ – 1 максимально. В последующих конструкциях (ХАИ – 6 и Ту – 2) И. Г. Неман отошел от подобных решений, что и способствовало росту их максимальной скорости.

Для сравнения в табл.1 приведены основные размеры крыла самолёта

Ан - 24 по виду в плане. Крыло это создавалось за долго до появления исследований [1, 2, 4, 5] , связанных с оптимизацией форм трапециевидных крыльев. Однако, форма этого крыла, созданного О. К. Антоновым, максимально (насколько это возможно) приближена к эллиптической форме, что и обеспечивает этому крылу $C_{xi \rightarrow \min}$ к максимально возможную скорость.

Следует отметить, что такая форма крыла сохранена и у самолётов Ан - 26, Ан - 30, Ан - 32, которые (при расчетной скорости) имеют минимальный удельный расход топлива. Очевидно, такое решение появилось на основе большого числа часов пребывания этого крыла в аэродинамической трубе.

Приведенные выражения (3) и (4) позволяют обоснованно выбирать значения $\bar{\eta}_c$ и \bar{Z}_H даже в студенческих проектах

Выводы

1. За критерий эффективности принятых форм трапециевидных крыльев принято их влияние на достигаемые этими самолётами максимальные скорости полета. По такому показателю наиболее эффективной следует принимать форму крыла Ту - 2.

2. Проведена сравнительная оценка эффективности геометрических форм крыльев самолётов ХАИ - 1, ХАИ - 6 и Ту - 2, абсолютные и относительные размеры которых были сформированы И.Г.Неманом. Такая оценка осуществлена по влиянию трапеций, образующих крыло, на величину его индуктивного сопротивления.

3. Для оценки эффективности форм рассматриваемых крыльев использованы и современные расчетные модели которые базируются на сравнении коэффициентов роста индуктивного сопротивления составных трапециевидных крыльев и эллиптического крыла обладающего минимальным значением C_{xi} . Сравнение показало, что и по этому параметру крыло Ту – 2 наиболее близко к оптимальному варианту.

4. Из трапециевидных составных крыльев современных самолётов наиболее эффективным по величине $C_{xi \min}$ является крыло в плане самолётов Ан - 26 , Ан - 30 , Ан - 32Б и Ан - 132Д.

Список литературы

1. Тюрев, В.В. Оптимизационные задачи нелинейной теории крыла [Текст] / В.В. Тюрев, В.В. Утенкова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : – Х.: НАКУ – 2003. – Вып. 19. – С. 34–39.
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 технологии. – Х.: НАКУ “ХАИ”. – 2005. – Вып. 27. – С. 116–124.
3. Карафоли, Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафоли. – М.: АН СССР, 1956. – 479 с
4. Утенкова, В.В. Сравнительная оценка расчетного и экспериментального методов оптимизации параметров крыла самолёта по виду в плане [Текст] / В.В. Утенкова / Авіаційно - космічна техніка і технологія. – Х.: НАКУ. – 2005. – Вып. 4/20. – С. 13–18.
5. Тиняков, Д.В. Анализ форм трапециевидных крыльев по частным критериям их эффективности [Текст] / Д.В.Тиняков, В.В. Утенкова./ Авиационно космическая техника и технологии. – Х.: НАКУ. – 2012. – Вып. 9. – С. 54 – 60.
6. Чопко Е.В., Рябков В.И. Сравнительная оценка форм крыла самолётов ХАИ - 1, ХАИ - 6 и Ан - 24 на основе современных моделей / Міжнародна науково-технічна конференція “Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки”: тези доп. / – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського “Харк. авіац. ін-т”, 2018. – С 35 .

Поступила в редакцию 21.05.2018

Порівняльне оцінювання форм крила літаків ХАІ - 1, ХАІ - 6 і Ту- 2 з урахуванням сучасних моделей

Важливим моментом створення літака є формування форми крила за виглядом у плані, оскільки вибрана форма (поряд із формуванням у перерізі крила) багато в чому визначає характеристики, пов'язані з аеродинамічною та ваговою його досконалістю. В роботі проведена порівняльна оцінка форм крил літака ХАІ – 1, ХАІ – 6 і Ту – 2, оскільки крила цих літаків розроблялися одним авіаконструктором І. Г. Неманом, а рішення приймалися за величиною досягнення максимальної швидкості польоту. При аналізі ефективності форм цих літаків враховані і сучасні моделі прийняття рішень.

Ключові слова: геометрія крила за виглядом у плані, звуження складових крил, координата зламу крила за розмахом.

Comparative Evaluation of Wing Shapes KhAI - 1, KhAI - 6 and Tu - 2 Aircraft Taking into Account Modern Models

An important moment in the creation of an airplane is the wing shape formation in plan view as the selected form (along with the formation in the wing section) largely determines the characteristics associated with aerodynamic its and weight perfection. In this paper a comparative assessment of the wing shape of the KhAI – 1, KhAI – 6 and Tu – 2 airplane was carried out, since the wings of these aircraft were developed by one aircraft engineer J. G. Neman, and decisions were made in compliance with the magnitude of the maximum flight speed achievement. In analyzing the effectiveness of the shapes of these aircraft modern models of decision making are taken into account.

Key words: geometry of wing in plan view, taper ratio of wings, coordinate of wing fracture in span wise.

Сведения об авторах:

Чопко Екатерина Викторовна – студентка 6 курса самолетостроительного факультета каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Рябков Виктор Иванович – д-р техн. наук, проф, каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.