

УДК 629.735.33

Л.В. КАПИТАНОВА, В.В. УТЕНКОВА

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

АНАЛИЗ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КРУТКИ МЕСТНЫХ ХОРД КРЫЛЬЕВ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Проведен анализ геометрической крутки местных хорд крыльев самолетов транспортной категории по условию обеспечения эллиптического закона распределения циркуляции скорости по размаху. выявлены характерные особенности и сформулированы предложения по изменению геометрии крыла самолетов такого типа.

модификация крыла, форма в плане, геометрическая крутка крыла

Введение

Геометрическую крутку крыла используют при создании практически всех пассажирских и транспортных самолетов [1, 2] с целью оптимизации его аэродинамических характеристик [3]. В работах [2, 3] предложены расчетные модели по выбору основных геометрических параметров составного крыла таких как его суммарное сужение – η_c , сужения составляющих трапеций – η_1 и η_2 , координаты излома составного крыла – \bar{z}_H и относительных углов геометрической крутки – $\bar{\epsilon}(\bar{z})$ по размаху.

Такие модели в указанных работах рекомендовано использовать при выборе основных параметров крыла как базового самолета, а также при разработке его модификаций. Наряду с этим, предложенные модели могут быть применены и к анализу оптимальности геометрических параметров крыльев уже созданных пассажирских и транспортных самолетов. Такому исследованию и посвящена данная статья.

Решение задачи

В практике создания пассажирских и транспортных самолетов наиболее часто встречаются составные крылья (рис. 1), суммарные сужения которых (η_c) определяются произведением сужений составляющих трапеций

$$\eta_{c,a} = \eta_1 \cdot \eta_2; \quad \eta_{c,b} = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \eta_3.$$

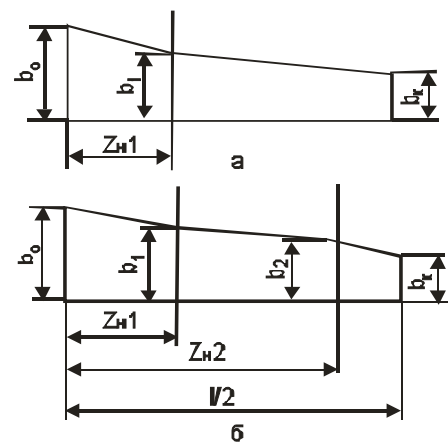


Рис. 1. Составные по виду в плане крылья: а – с одной (z_H) и б – с двумя (z_{H1}, z_{H2}) координатами излома по полуразмаху

Для крыльев с такими формами в работах [2], [3] получены выражения определяющие закономерности изменения крутки местных хорд исходя из критерия, что на составном крыле будет иметь место эллиптический закон распределения циркуляции скорости [3]:

Для крыла с одной координатой излома \bar{z}_H (рис. 1, а)

– в центропланной части при $z_H \geq z_i \geq 0$

$$\bar{\epsilon}_1 = \frac{2\bar{z}_H [(\eta_c - 1) \cdot \bar{z}_H + \eta_2 + 1] \cdot (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi [\eta_c \cdot \bar{z}_H - (\eta_1 - \eta_2) \bar{z}_i]}; \quad (1)$$

– на консолях крыла при $l \geq \bar{z}_i \geq \bar{z}_H$

$$\bar{\epsilon}_2 = \frac{2(1 - \bar{z}_H) [(\eta_c - 1) \cdot \bar{z}_H + \eta_2 + 1] \cdot (1 - \bar{z}_i)^{0.5}}{\pi [\eta_2 \cdot \bar{z}_H - (\eta_2 - 1) \bar{z}_i]}. \quad (2)$$

Для крыльев с двумя координатами излома (рис. 1, б), у которых полуразмах образован тремя трапециями, аналогичные выражения получены [3] в следующем виде:

– для первой трапеции:

$$\bar{\varepsilon}_{1,\delta} = \frac{2[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} + (\eta_c - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1]}{\pi\eta_c}, \quad (3)$$

– для второй трапеции:

$$\bar{\varepsilon}_{2,\delta} = \frac{2[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} + (\eta_c - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1] \cdot (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi\eta_3}, \quad (4)$$

– для третьей трапеции:

$$\bar{\varepsilon}_{3,\delta} = \frac{2(1 - \bar{z}_{H2})[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} \cdot (\eta_c - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1]}{\pi[(1 - \bar{z}_{H2})(2\eta_3 - 1 - \bar{z}_{H2})]^{0.5}}. \quad (5)$$

Зависимости (1) – (5) и являются основой для анализа углов геометрической крутки местных хорд крыльев с одной (\bar{z}_H) или двумя ($\bar{z}_{H1}, \bar{z}_{H2}$) координатами излома.

Такой подход используем и в анализе геометрической крутки местных хорд ряда отечественных и зарубежных серийных транспортных самолетов.

В качестве исходных геометрических параметров при определении потребных значений углов геометрической крутки у крыльев с одной координатой излома приняты значения размеров внешней геометрии крыльев некоторых отечественных самолетов (табл. 1).

Таблица 1

Значения геометрических параметров крыльев некоторых отечественных серийных самолетов

№ п/п	Параметры плоского теоретического крыла		Обозначения	Ан-24	Ан-74 Ан-72	Ан-70
1	Размах	полный	$l_c, \text{ м}$	29,2	30,0	43,88
		центроплана	$z_H, \text{ м}$	9,4	7,4	5,0
		координата излома	\bar{z}_H	0,322	0,247	0,114
2	Концевая хорда		$b_{KC}, \text{ м}$	1,094	1,485	2,075
3	Осевая хорда	центроплана	$b_{OC}, \text{ м}$	3,20	4,45	6,58
		условной трапеции	$b_{Omp,c}, \text{ м}$	4,20	5,421	7,159
4	Площади	крыла	$S_c, \text{ м}^2$	72,591	99,996	201,153
		трапеции	$S_{mp,c}, \text{ м}^2$	77,292	103,587	202,594
5	Сужение	крыла;	η_c	2,925	2,997	3,171
		трапеции	η_{mp}	3,839	3,650	3,45

Для крыльев этих самолетов по выр. (2) определены значения углов геометрической крутки местных хорд, призванные обеспечить эллиптический закон распределения циркуляции скорости по размаху крыла (табл. 2).

А на рис. 2 для этих же самолетов приведены потребные значения углов геометрической крутки местных хорд их крыльев с учетом центропланной части крыла. Пунктирными линиями здесь показаны значения $\bar{\varepsilon}$, найденные по выражению (1).

Как видим, требование обеспечения эллиптического закона распределения циркуляции по размаху у крыльев с одной координатой узлома приводит к

снижению $\bar{\varepsilon}$ по центроплану и к последующему росту этой величины до $\bar{z}_i = 0,6 \dots 0,75$.

На этом же рисунке штрихпунктирной линией показаны значения ($\bar{\varepsilon}_{1,2(opt)}$) при оптимальных значениях исходных геометрических параметров крыла этого типа [2].

Сравнение потребных и оптимальных значений $\bar{\varepsilon}$ свидетельствует о том, что изначальные геометрические параметры крыльев этих самолетов, приведенные в табл. 1, не полностью отвечают требованию эллиптичности распределения циркуляции скорости по размаху.

Как видим, наиболее близкими к выполнению

такого условия являются, исходные геометрические параметры и закономерности распределения углов геометрической крутки, крылья самолетов Ан-24, Ан-26, Ан-30 и Ан-32.

Таблица 2

Расчетные значения геометрической крутки местных хорд крыльев серийных самолетов

Параметры	Самолеты				
	Ан-22	Ан-24 -26-30-32	Ан-72 Ан-74	Ан-70	
η_2	3,302	3,839	3,65	3,45	
$\bar{\varepsilon}_2$	$\frac{1,19 \cdot (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{1,434 - \bar{z}_i}$	$\frac{1,085 \cdot (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{1,352 - \bar{z}_i}$	$\frac{1,117 \cdot (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{1,377 - \bar{z}_i}$	$\frac{1,156 \cdot (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{1,408 - \bar{z}_i}$	
$\bar{\varepsilon}_{2max}$	0,697	0,740	0,726	0,710	
\bar{z}_i	0	0,803	0,811	0,821	
	0,1	0,862	0,870	0,879	
	0,3	0,984	0,989	0,989	
	0,5	$4/\pi \times \sqrt{0,75} \approx 1,103$			
	0,7	1,158	1,188	1,178	1,166
	0,85	1,073	1,39	1,117	1,091
	0,9	0,971	1,046	1,021	0,992
	0,95	0,768	0,843	0,817	0,788
	1	1,158	1,188	1,178	1,166

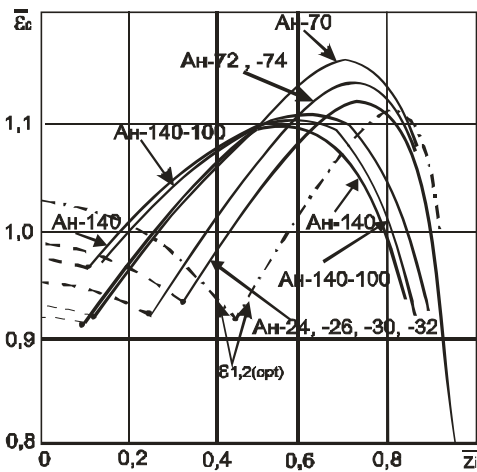


Рис. 2. Значения требуемых углов геометрической крутки местных хорд крыльев серийных самолетов:

— на консолях; — — — в центроплане;
— · — — оптимизированные значения

Ряд самолетов транспортной категории имеют крылья с двумя координатами излома (Ил-76, Ил-86, Ан-124, В-747 и др.).

Требуемые значения углов геометрической крутки для крыльев такого типа определяются на основе выражений (3), (3), и (5), т.е. для каждой отдельной трапеции составного крыла.

Количественная оценка таких изменений представлена на рис. 3.

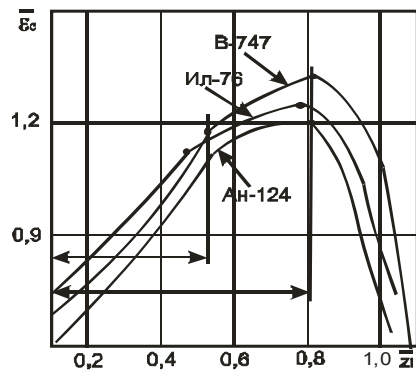


Рис. 3. Значения требуемых углов геометрической крутки местных хорд крыльев серийных самолетов с двумя координатами излома

Как и у крыльев с одной координатой излома, требуемые углы геометрической крутки местных хорд крыльев тяжелых самолетов нарастают по размаху до $\bar{z}_i = 0,6 \dots 0,75$, а затем резко снижаются.

При всем разнообразии законов изменения требуемых углов геометрической крутки для простого трапециевидного крыла ($\bar{\varepsilon}_{mp}$), как и для каждой трапеций, образующих составное крыло, можно построить обобщенную зависимость $\bar{\varepsilon}_{mp}/K_{\varepsilon mp} = f(\bar{z}_i)$, но и решать задачу возможной линеаризации этой зависимости в крыльях реальных серийных самолетов (рис. 4).

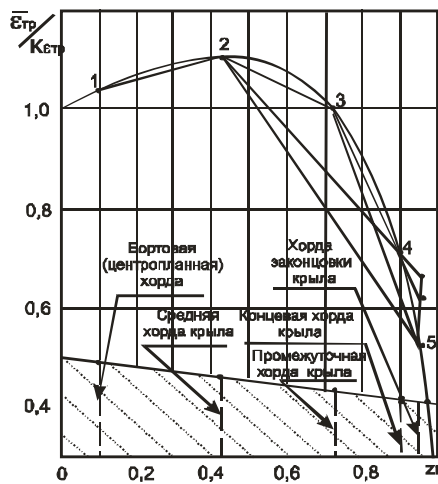


Рис. 4. Линейризация распределения углов геометрической кривки местных хорд крыльев серийных самолетов:

- 1-2-3-4-5 – у крыла самолета В-747;
 1-2-4-5 – у крыла самолета Ил-76;
 1-2-5 – у крыла самолета Ан-22

Выводы

Как видим, у крыла самолета В-747 линейризация углов геометрической кривки максимально приближена к требуемому ее значению, при котором обеспечивается эллиптический закон распределения циркуляции скорости по размаху.

Анализ геометрической кривки местных хорд крыльев серийных пассажирских и транспортных самолетов показал, что

– крылья по форме в плане состоящие из большего числа трапеций (В-747, Ан-124) требуют меньшей величины относительных углов геометрической кривки местных хорд;

– на большей части полуразмаха центроплана можно устанавливать два аэродинамических профиля с линейной кривкой;

– на консольных частях полуразмаха трапециевидного крыла требуется более существенная геометрическая кривка, т.е. необходимо устанавливать более двух аэродинамических профилей;

– в районе законцовок требуется лишь линейное изменение относительных углов геометрической

кривки, что легко реализуется как с конструкторской, так и с технологической точек зрения;

– выражения, определяющие требуемые величины относительных углов геометрической кривки хорд могут быть использованы и при уточнении распределенной воздушной нагрузки вдоль размаха, и в итерационных моделях окончательного выбора геометрических параметров крыла самолета.

Реализация этих выводов при глубокой модификации крыла позволяет (при заданной несущей способности) обеспечить минимальное значение индуктивного сопротивления, устранить срывные явления в особенности в концевой (элеронной) части крыла.

Литература

1. Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета. – М.: АН СССР, 1956. – 479 с.
2. Рябков В.И., Капитанова Л.В., Утенкова В.В. Определение оптимизирующей кривки в задачах модификации геометрии крыла самолета // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. научн. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2006. – Вып. 4 (47). – С. 7-13.
3. Капитанова Л.В., Утенкова В.В. Методика учета геометрической кривки при модификации составных крыльев самолета // Авиационно-космическая техника и технология: Научн.-техн. журн. – 2007. – № 2 (38). – С. 5-9.
4. Кобрин В.Н., Утенкова В.В. Исследование геометрии крыльев серийных самолетов по частным критериям эффективности // Вісті Академії інженерних наук України: Наук.-техн. журнал. – 2005. – № 3 (26). – С.87-91.

Поступила в редакцию 30.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Тюрев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.