

УДК 629.735.33

Л. В. КАПИТАНОВА

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

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ КРЫЛА И ЕЕ ВЛИЯНИЕ НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ПАРАМЕТРЫ САМОЛЕТА

Рассмотрено влияние геометрии крыла во взлетно-посадочной конфигурации на некоторые взлетно-посадочные параметры, такие как: скорость отрыва, скорость захода на посадку, длина разбега при взлете и пробега при посадке. Решение проблемы получено путем замены реального крыла с выдвинутыми предкрылком и закрылком, которые изменили распределение хорд и суммарную площадь крыла. Введением эквивалентного сужения и удлинения такого крыла получены зависимости, позволяющие оценить изменение обозначенных выше взлетно-посадочных параметров. Показано, каким образом конфигурация крыла по виду в плане во взлетно-посадочных режимах на 7...9 процентов увеличивает длину разбега и на 9...12 процентов сокращает длину пробега.

Ключевые слова: взлетно-посадочные характеристики, коэффициент формы крыла, длина разбега, длина пробега, скорость отрыва.

Введение

Взлетно-посадочные характеристики (ВПХ) всегда были и остаются актуальной проблемой для разработчиков пилотируемых самолетов. Теория и практика [1] их проектирования разработана и успешно использует целую гамму методов и средств для удовлетворения тактико-технических требований, предъявляемых к самолету в части обеспечения его условий базирования и взлетно-посадочных характеристик. Это выбор параметров общей компоновки самолета, его тяговооруженности, режимов работы силовой установки, а также энергетики шасси.

Особое влияние на ВПХ оказывает геометрия крыла: использование суперкритических профилей, изменение геометрии крыла в процессах взлета и посадки широко используются при решении проблемы ВПХ.

На решение этого проблемного вопроса направлены и средства механизации крыла (рис. 1).

К приведенным выше конструктивам в последнее время добавлены еще и щелевые интерцепторы в выдвигных закрылках крыла, использовать которые рекомендовано в момент парашютирования при приземлении самолета [2].

Весь этот арсенал средств направлен на обеспечение требуемых величин скоростей взлета и посадки. Основные ограничения состоят в том, чтобы в любой момент на взлете имелся определенный запас скорости самолета от тех границ, при которых возможны какие-либо опасные явления. В качестве таких границ [3] приняты: скорость сваливания V_c ,

минимальная эволютивная скорость V_3 , минимальная скорость отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы (ВПП) $V_{отр}$, строго определенная скорость захода на посадку $V_{зп}$ (рис. 2).

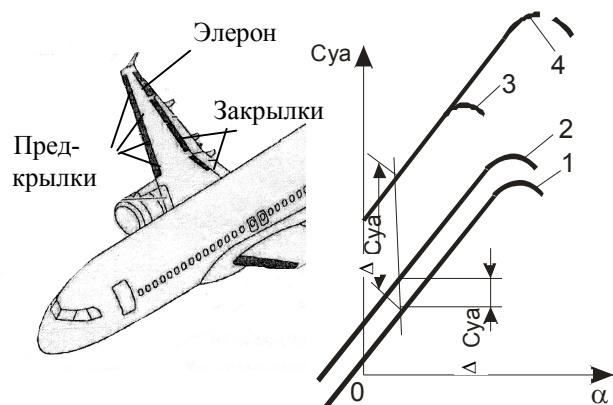


Рис. 1. Размещение предкрылков и закрылков на крыле самолета и их влияние на зависимость $C_y(\alpha)$:

1 – крыло без механизации; 2 – крыло с выпущенным щитком; 3 – крыло с выдвинутым многощелевым закрылком; 4 – крыло с выдвинутым многощелевым закрылком и предкрылком

В работе [4] исследовано влияние изменения формы крыла по виду в плане с закрылком, выдвинутым и отклоненным на взлетный угол, на величину $V_{отр}$, которая в свою очередь определяет длину разбега L_p (см. табл. 1). Показано, что в такой конфигурации увеличивается сужение крыла η_B^3 и

уменьшается его удлинение λ_b^3 , что до 7...9% увеличивает и $V_{отр}$, и L_p . Однако в понятие взлетно-посадочных характеристик входят и характеристики этапа посадки – скорость захода на посадку $V_{зп}$ и длина пробега $L_{пр}$ (см. рис. 2). Приведенные обстоятельства предопределили цель работы.

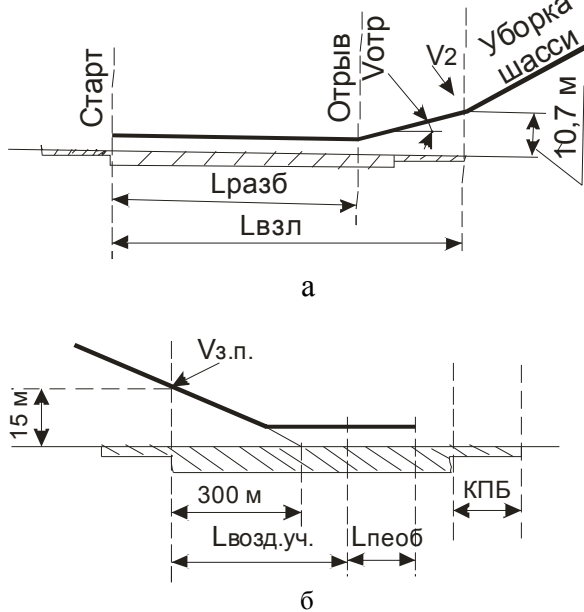


Рис. 2. Некоторые параметры взлета (а) и посадки (б) самолета

Цель работы

Исследовать влияние взлетно-посадочной конфигурации крыла по виду в плане на изменение скоростей $V_{отр}$ и $V_{зп}$, а также на длину разбега при взлете L_p и длину пробега $L_{пр}$ при посадке.

Решение поставленной задачи

Во взлетно-посадочных режимах происходит многогранное изменение конфигурации крыла и, в частности, изменяется его форма по виду в плане (рис. 3), поскольку закрылок не только отклоняется, но и сдвигается по хорде назад, а предкрылок смещается по хорде вперед, т.е. существенно изменяется хорда крыла по размаху, а концевая хорда (в конце) остается во всех случаях неизменной.

Выдвижные закрылки, которые имеют более сложную конструкцию навески и большую массу, благодаря своей высокой эффективности находят широкое применение на тяжелых скоростных самолетах со стреловидными крыльями.

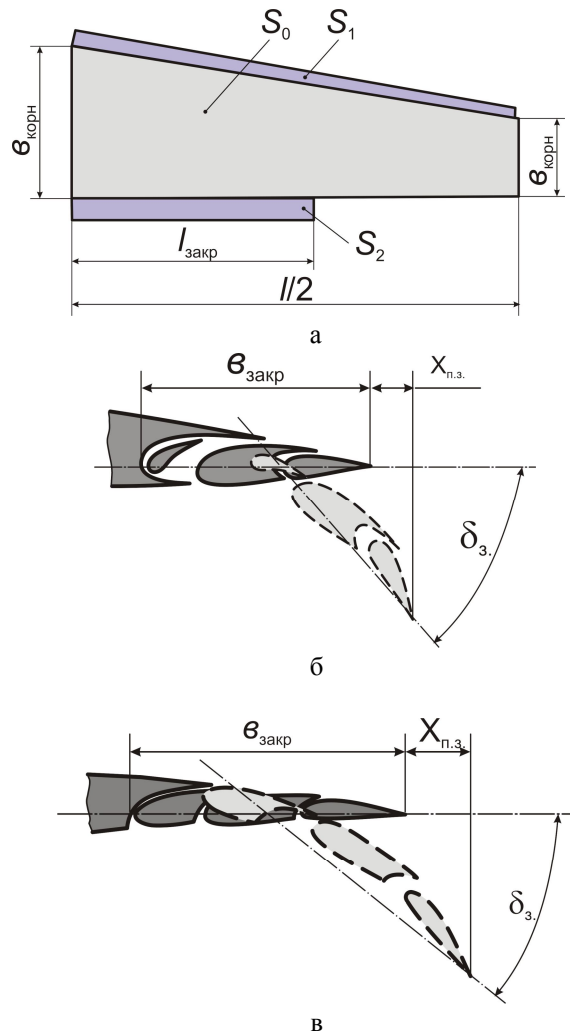


Рис. 3. Изменение площади крыла (S_0) по виду в плане (а) при выдвижении предкрылка (S_1), закрылка (S_2), при взлете (б) и посадке (в)

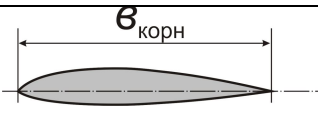
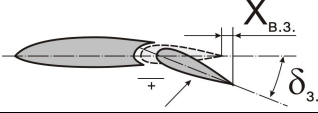
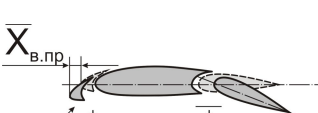
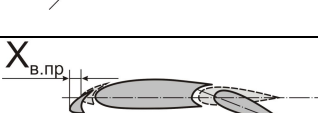
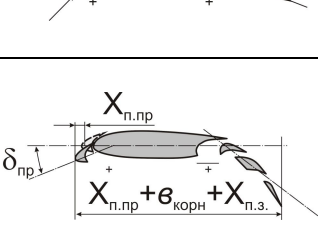
При выдвижении предкрылка к номинальной площади крыла S_0 добавляется площадь S_1 , а при выдвижении и отклонении закрылка – площадь S_2 .

Площадь S_1 образуется при относительно равномерном изменении хорд крыла по размаху, тогда как добавка S_2 изменяется и из-за типа закрылка, применяемого на данном крыле (табл. 1). Хорда двух- и трехщелевых закрылков обычно составляет $b_3 = (0,3...0,4)b$, максимальный угол отклонения – $\sigma_{3\max} = 50...70^\circ$, а $x_{вп} \cong (0,15 - 0,25)b$.

При существенном изменении корневой хорды крыла b_k (при постоянной величине концевой хорды) сужение эквивалентного трапециевидного (равного по площади) крыла можно записать в следующем виде [3]:

Таблица 1

Возможные конфигурации крыла и их влияние на корневую хорду и коэффициент $C_{y\max}$

Конфигурация крыла	Тип конфигурации	Изменение хорд	
		абсолютное	относительное
	Исходный профиль	b_k	1,0
	Выдвижной однощелевой закрылок	$b_k + X_{вз}$	1,12
	Выдвижной однощелевой закрылок и выдвижной щелевой предкрылок. Шасси выпущено. Взлетная конфигурация	$b_k + X_{впр} + X_{вз}$	1,18
	Выдвижной многощелевой (трехщелевой) закрылок	$b_k + X_{пз}$	1,16
	Выдвижной многощелевой закрылок и выдвижной щелевой предкрылок. Посадочная конфигурация. Шасси выпущено	$b_k + X_{ппр} + X_{пз}$	1,21

$$\eta_{вп}^3 = \eta_0 + (\eta_0 + 1) \frac{S_1 + S_2}{S_0}, \quad (1)$$

$$V_{зп} = \sqrt{\frac{2m_{пос}}{\rho C_{упос}(S_0 + S_{1п} + S_{2п})}}, \quad (4)$$

а удлинение эквивалентного трапециевидного крыла примет значение

$$\lambda_{вп}^3 = \frac{\ell^2}{S_0 + S_{1вп} + S_{2вп}}, \quad (2)$$

где $S_{1вп}$ – дополнительные площади, образующиеся при перемещении предкрылка по хорде крыла в процессе взлета (в) и посадки (п);

$S_{2вп}$ – дополнительные площади, образующиеся при выдвижении закрылка на взлете (в) и при посадке (п).

Таким образом, сужение крыла $\eta_{вп}^3$ значительно увеличивается, а удлинение $\lambda_{вп}^3$ – уменьшается.

Оценим их изменение по влиянию на взлетно-посадочные скорости.

Как известно [5], $V_{отр}$ определяется выражением

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_0}{\rho_0 C_{уотр}(S_0 + S_{1в} + S_{2в})}}, \quad (3)$$

а скорость захода на посадку – соответственно формулой

где m_0 , $m_{пос}$ – масса самолета при взлете и посадке;

ρ – плотность воздуха;

g – ускорение свободного падения;

$C_{уотр}$, $C_{упос}$ – коэффициент подъемной силы при разбеге в точке отрыва самолета от ВПП и при парашютировании в процессе приземления.

При таких значениях взлетно-посадочных скоростей длина разбега L_p и пробега $L_{пр}$ оцениваются зависимостями

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g \left[K_1 t_{0п} - f_p - \frac{\rho_0 C_{хр} S_{крп}}{6m_0} V_{отр}^2 \right]}; \quad (5)$$

$$L_{пр} = \frac{V_{зп}^2}{2g \left[K_1 t_{0пр} + f_{пр} + \frac{1}{3} \frac{C_{хпр}}{C_{упр}} \right]}, \quad (6)$$

где t_0 – тяговооруженность самолета;

K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателя по скорости ($K_1 \approx 0.813$);

$f_{пр}$ – приведенный коэффициент трения колес при пробеге (среднее значение);

$C_{хпр}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления на пробеге;

$C_{упр}$ – коэффициент подъемной силы на пробеге.

Из выражений (3) – (6) следует, что на величины $V_{отр}$, $V_{зп}$, L_p , $L_{пр}$ оказывает влияние не только увеличенная площадь крыла ($S_1 + S_2$), но и коэффициент $C_{ув,п}$. Прибавка ($S_1 + S_2$) учитывается в существующих расчетах, тогда как влияние изменения $C_{ув,п}$, $V_{отр}$ и $V_{зп}$ до сих пор не исследовано.

В работе [6] показано, что потребную величину C_y^3 при изменении конфигурации крыла в плане можно оценить через коэффициент его формы $K_{фвп}$:

$$C_{ув}^3 = C_{уотр} \cdot K_{фв}; \quad C_{уп}^3 = C_{уп} \cdot K_{фп}, \quad (7)$$

где C_y^3 – коэффициент подъемной силы эквивалентного трапецевидного крыла;

$K_{фвп}$ – коэффициент формы, который для эквивалентного крыла по виду в плане определяется выражением

$$K_{фвп} = \frac{4(\eta_{вп}^2 + \eta_{вп} + 1)}{3(\eta_{вп} + 1)^2}, \quad (8)$$

а для крыла во взлетно-посадочных ситуациях величину η следует заменить на $\eta_{вп}^3$ (см. (1)). Таким образом, при оценке $V_{отр}$ и $V_{зп}$ в выражениях (3) и (4) вместо $C_{ув}$ и $C_{уп}$ следует подставлять их эквиваленты:

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_0 \cdot K_{фв}}{\rho C_{уотр} S_B (1 + \bar{S}_{1в} + \bar{S}_{2в})}}; \quad (9)$$

$$V_{зп} = \sqrt{\frac{2m_{пос} \cdot K_{фп}}{\rho C_{упос} S_{пос} (1 + \bar{S}_{1п} + \bar{S}_{2п})}}. \quad (10)$$

Исходя из полученных выражений (9) и (10) численное влияние изменения конфигурации крыла по виду в плане зависит от $K_{фв}$, $K_{фп}$, $\bar{S}_{1в}$, $\bar{S}_{2в}$, $\bar{S}_{1п}$ и $\bar{S}_{2п}$. Все эти величины – безразмерные. Значения $K_{фв,п}$ можно принять по данным работы [6]: $K_{фв} = 1,106$, $K_{фп} = 1,182$. Зна-

чение \bar{S}_i следует взять из статистики. Для ближне- и среднемагистральных самолетов эти значения составляют: $\bar{S}_{1в} = 0,08$; $\bar{S}_{2в} = 0,1$; $\bar{S}_{1п} = 0,08$; $\bar{S}_{2п} = 0,12$.

С учетом таких значений $K_{фв,п}$ и $\bar{S}_{ивп}$ относительные величины $V_{отр}$, $V_{пос}$, L_p и $L_{пр}$ приведены в табл. 2.

Приведенные в табл. 2 данные получены при следующих ограничениях: значения $t_{ор}$, $t_{опр}$, f_p , и $f_{пр}$ остаются неизменными, а величины $\bar{V}_{в,п}^3$, $\bar{L}_{р,пр}^3$ получены в виде отношения этих абсолютных величин к $V_{в,п}$ и $L_{р,пр}$, что позволяет судить о влиянии изменения конфигурации крыла на взлетно-посадочные параметры в относительных величинах. При этом знак плюс свидетельствует об увеличении конкретного параметра, т.е. о его ухудшении, тогда как минус означает улучшение этого параметра.

Таблица 2

Влияние взлетно-посадочной конфигурации крыла на некоторые параметры взлета и посадки

Режим полета	Изменения площадей		Коэффициент формы, $K_{фв,п}$	Изменения \bar{V} и \bar{L}	
	$\bar{S}_{1в,п}$	$\bar{S}_{2в,п}$		$\bar{V}_{в,зп}$	$\bar{L}_{р,пр}$
Взлет	0,08	0,1	1,106	1,08	1,11
Посадка	1,08	0,12	1,182	0,93	0,91

При летных испытаниях самолета А-300-600 [6] и других зарубежных и отечественных самолетов обнаружено, что скорости отрыва и захода на посадку, а также дистанции разбега и пробега несколько выше, чем найденные путем использования выражений (3) и (4).

Приведенные в данной статье исследования позволяют избежать подобных ошибок.

Заключение

1. В статье впервые поставлена и реализована задача оценки влияния конфигурации крыла по виду в плане на взлетно-посадочные параметры, такие как: скорость отрыва $V_{отр}$ при взлете, скорость захода на посадку $V_{зп}$ в момент касания колесами шасси взлетно-посадочной полосы, а значит, и их влияния на длину разбега L_p и длину пробега $L_{пр}$.

2. При решении задачи реальное крыло с выпущенной механизацией (предкрылок, выдвигной за-

крылок) заменено эквивалентным с эквивалентной величиной сужения η^3 , которое существенно возрастает, и удлинения λ^3 , которое уменьшается вследствие изменения текущих хорд в корневой части крыла, и добавочными площадями S_1 и S_2 , образующимися в результате перемещения предкрылка и закрылка вдоль оси OX.

3. С учетом изменения этих геометрических параметров получены выражения для определения скоростей $\bar{V}_{отр}$, $\bar{V}_{зп}$, $\bar{L}_{рв}$, $\bar{L}_{пр,п}$ и произведена их сравнительная оценка. Установлено, что изменение геометрии крыла по виду в плане ухудшает \bar{V}_p и \bar{L}_p на 7...12 %, тогда как при посадке при некотором росте $\bar{V}_{зп}$ длина пробега $\bar{L}_{пр}$ сокращается на 9...14 %.

Литература

1. Егер, С. М. Проектирование самолетов [Текст] / С. М. Егер, Н. К. Лисейцев. – М. : Машиностроение, 1983. – 492 с.

2. Капитанова, Л. В. Анализ эффективности базовых средств механизации крыла самолета [Текст] / Л. В. Капитанова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 10/36. – С. 14–18.

3. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.

4. Капитанова, Л. В. Влияние формы крыла в плане на параметры разбега самолета транспортной категории. [Текст] / Л. В. Капитанова // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. научн. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 4 (80). – X., 2014. – С. 55–63.

5. Утенкова, В. В. Понятие коэффициента формы крыла самолета по виду в плане и модели его определения [Текст] / В. В. Утенкова // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. научн. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 42(3). – X., 2005. – С. 94–101.

6. Haftmaan, B. Take of dray prediction for Airbus A300-600 and A310 compared with flight test [Text] / B. Haftmaan, F. Debbeler, H. Gielen // *J Aircraft*. – 1988. – Vol. 25, №12, – P. 1088–1096.

Поступила в редакцию 15.05.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2015

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю. А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “Харьковский авиационный институт”, Харьков.

ЗЛІТНО-ПОСАДКОВА КОНФІГУРАЦІЯ КРИЛА ТА ЇЇ ВПЛИВ НА ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІ ПАРАМЕТРИ ЛІТАКА

Л. В. Капітанова

Розглянуто вплив геометрії крила в злітно-посадковій конфігурації на деякі злітно-посадкові параметри, такі як: швидкість відриву, швидкість заходу на посадку, довжина розбігу при зльоті й пробігу при посадці. Вирішення проблеми одержано шляхом заміни реального крила з висунутими передкрилками та закритком, які змінили розподілення хорд і сумарну площу крила. Введенням еквівалентного звуження й подовження такого крила отримано рівняння, що дають змогу оцінити змінення злітно-посадкових параметрів, наведених вище. Показано, яким чином конфігурація крила за видом у плані у злітно-посадкових режимах на 7...9 процентів збільшує довжину розбігу та на 9...12 процентів зменшує довжину пробігу.

Ключові слова: злітно-посадкові характеристики, коефіцієнт форми крила, довжина розбігу, довжина пробігу, швидкість відриву.

TAKEOFF AND LANDING WING CONFIGURATION AND ITS INFLUENCE ON TAKEOFF AND LANDING AIRPLANE PARAMETERS

L. V. Kapitanova

Wing geometry in takeoff and landing configuration influence on some takeoff and landing parameters, such as takeoff speed, approach speed, takeoff and landing runs is considered. The solution was received by means of approximation of real wing with slot and flap extended, which change wing chord distribution and total area. Be means of implementation of equivalent wing taper ratio and aspect ratio of this wing, relations was received, allowing to estimate variation of takeoff and landing parameters mentioned above. It is shown, that wing configuration in plane view in takeoff and landing modes increases takeoff run by 7...9 percent and decreases landing run by 9...12 percent.

Key words: Takeoff and landing performance, wing shape factor, takeoff run, landing run, takeoff speed.

Капитанова Людмила Валерьевна – канд. техн. наук, доц., доц. каф. проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.