

## ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ КРЫЛА В ПЛАНЕ НА ПАРАМЕТРЫ РАЗБЕГА САМОЛЕТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ ПРИ ВЗЛЕТЕ

### Введение

Во взлетно-посадочных режимах происходят изменения не только площади крыла и кривизны профиля путем использования выдвижных закрылков, но и формы крыла в плане из-за увеличения его сужения, т.е. коэффициента его формы. С учетом этого обстоятельства исследовано влияние коэффициента формы крыла в плане на величину скорости отрыва и на длину разбега самолета при взлете. Сформирована модель количественной оценки такого влияния.

Взлетно-посадочные характеристики являются одними из наиболее важных параметров пилотируемых самолетов [1, 2]. Среди взлетных характеристик следует выделить прежде всего взлетную дистанцию  $L_{взл.д}$ , длину разбега  $L_p$  (рис. 1), дистанцию прерванного взлета, скорость отрыва  $V_{отр}$  и т. п.

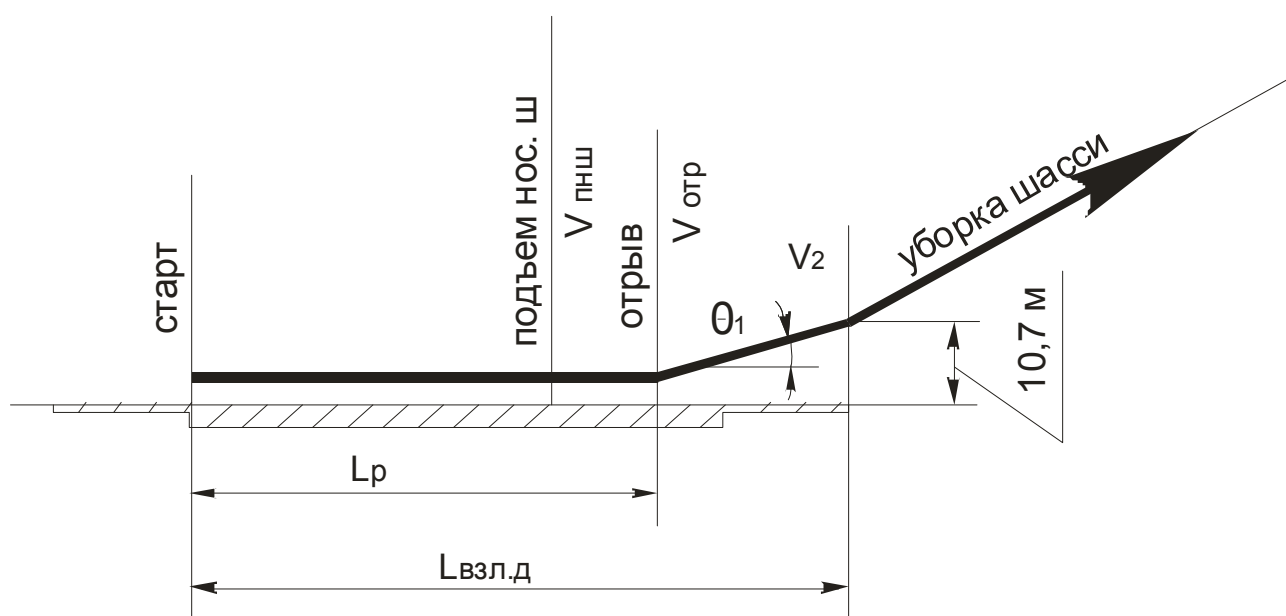


Рисунок 1 – Основные параметры взлета самолета

На участке разбега самолет перемещается по взлетно-посадочной полосе (ВПП) со скоростью от  $V_p = 0$  до скорости отрыва  $V_{отр}$ .

При оценке разбега самолета принимают, что весь разбег совершается на основных опорах шасси, угол атаки  $\alpha_p$  и угол отклонения тяги  $\alpha_m$  в процессе разбега считаются постоянными [1].

В условиях таких допущений длина разбега  $L_p$  при взлете самолета с достаточной точностью определяется выражением [2]

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g \left[ K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{xp} S_{кр}}{6m_0} V_{отр}^2 \right]}, \quad (1)$$

где  $K_1$  – коэффициент, позволяющий учитывать падение тяги двигателей по скорости и потери в воздухозаборниках (для ТРД при стандартной атмосфере  $K_1 = 0,9$ ; для  $t_H = +30$  °С и давлении 730 мм рт.ст. –  $K_1 = 0,813$ );  $f_k$  – коэффициент трения качения  $0,02 \leq f_k \leq 0,08$ ,  $f_k = 0,02$  – по сухому бетону,  $f_k = 0,04$  – по твердому грунту);  $C_{xp}$  – коэффициент лобового сопротивления при разбеге.

При этом величина скорости отрыва, входящая в выражение (1), оценивается соотношением

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_0}{\rho_0 C_{yотр} S_{кр}}}, \quad (2)$$

где  $S_{кр}$  – площадь крыла на участке разбега;  $m_0$  – взлетная масса самолета;  $C_{yотр}$  – коэффициент подъемной силы крыла с учетом влияния средств его механизации.

Для уменьшения скорости  $V_{отр}$  чаще всего используют механизацию задней кромки крыла путем применения закрылков различной конфигурации (рис. 2) [4]. При этом существенно возрастает и  $C_y$ , и площадь крыла  $S_{кр}$ , что приводит к прогнозируемому снижению величины  $V_{отр}$ .

Такой способ снижения  $V_{отр}$  широко используется у современных самолетов (особенно с большой взлетной массой  $m_0$ ), что, в свою очередь, приводит к существенному уменьшению длины разбега  $L_p$  (см. формулу (1)).

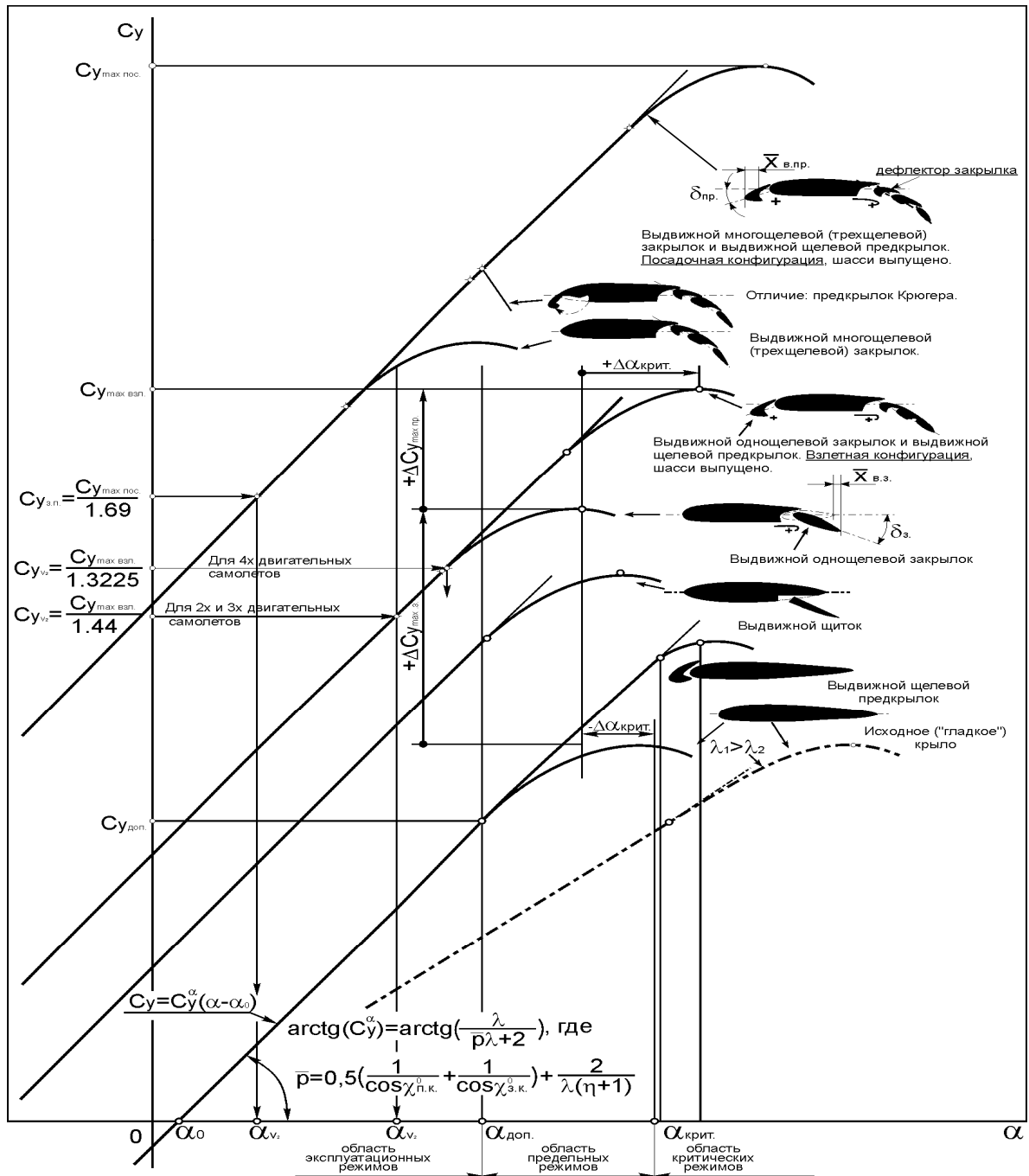


Рисунок 2 – Влияние механизации задней кромки крыла на изменение характеристики  $C_y(\alpha)$  и корневой хорды ( $X_{B3}$ ) [4]

Однако при использовании выдвижных закрылков происходит не только изменение  $C_y$  и  $S_{кр}$ , но и значительное возрастание корневой хорды крыла из-за увеличения  $X_{B3}$ , что приводит к изменению формы крыла в плане, которая, в свою очередь, приводит к изменению величины  $C_{y_{\text{взл.}}}$ .

Характер и, главное, степень такого влияния в настоящее время практически не исследованы, что и составляет предмет данной статьи.

### Постановка задачи исследований

При использовании выдвижных закрылков во взлетно-посадочных режимах происходит увеличение корневой хорды крыла ( $b_{\text{кор}} + x_{\text{вз}}$ ) при сохранении величины концевой хорды ( $b_{\text{конц}}$ ), что приводит к изменению формы крыла по виду в плане, т. е. к увеличению сужения крыла  $\eta_{\text{вз}}$ . Задача заключается в оценке влияния  $\eta_{\text{вз}}$  на скорость отрыва  $V_{\text{отр}}$  и длину  $L_p$ .

### Решение задачи

На рис. 3 показано изменение исходной формы крыла (АВСД) при использовании выдвижного закрылка во взлетном режиме (см. рис. 2), что приводит к увеличению площади крыла ( $S_{\text{АВСЗЖЕ}}$ ) на величину  $x_{\text{вз}} l_3$ . На этом же рисунке изображена конфигурация эквивалентного крыла  $S_{\text{АВСЕ}}$ , примерно равного по площади реальному крылу во взлетной конфигурации. Здесь  $\frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}} = \eta$  и  $\frac{b_{\text{корн.взл}}}{b_{\text{конц}}} = \eta_{\text{вз}}$ .

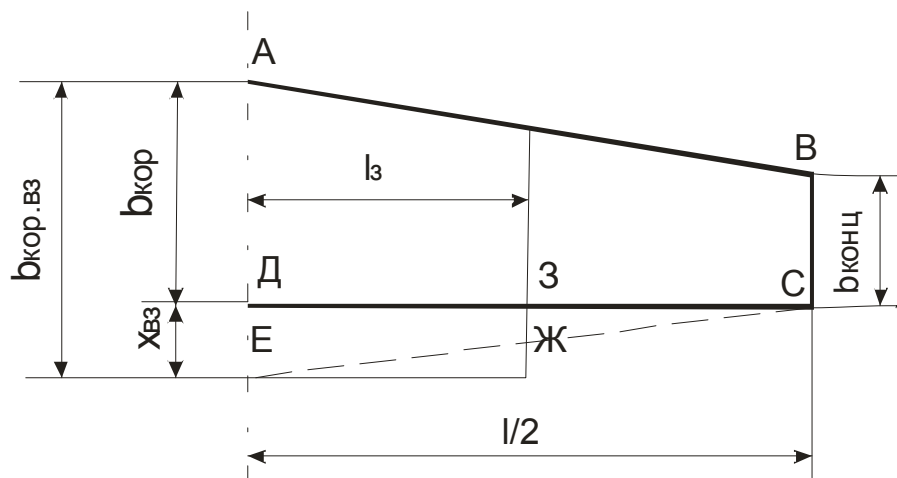


Рисунок 3 – Геометрия трапецевидного крыла по виду в плане:  
 АВСД – исходное базовое крыло; АВСЗЖЕ – конфигурация  
 крыла во взлетно-посадочном режиме; АВСЕ – эквивалентное  
 крыло во взлетно-посадочном режиме

Следует отметить, что сужение эквивалентного крыла возросло ( $\eta_{\text{вз}} > \eta$ ), поскольку увеличилась корневая хорда на величину плоскостного смещения выдвижного закрылка  $x_{\text{вз}}$  (см. рис. 2):

$$b_{\text{кор.вз}} = b_{\text{кор}} + x_{\text{вз}}.$$

Как известно [1], величина сужения оказывает существенное влияние на многие характеристики крыла, в том числе и на потребную величину  $C_y$ . Исследуем этот процесс применительно к эквивалентному крылу во взлетном режиме.

Величину подъемной силы крыла конечного размаха определим по известной теореме Н. Е. Жуковского.

$$Y = \Gamma \rho V l, \quad (3)$$

где  $\Gamma$  – величина циркуляции скорости;  $\rho, V$  – плотность и скорость набегающего потока;  $l$  – размах крыла.

Наряду с таким определением подъемной силы ее величину можно найти исходя из геометрии крыла [2]:

$$Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (4)$$

где  $C_y$  – коэффициент подъемной силы, определяемый геометрией профиля крыла в его сечении;  $S$  – площадь крыла.

Из сопоставления выражений (3), базирующегося на величине циркуляции скорости, и (4), в основе которого лежит геометрия крыла, получим уравнение их связи

$$\Gamma = \frac{1}{2} C_y \frac{S}{l} V. \quad (5)$$

Поскольку предметом исследования данной работы является сравнительная оценка крыльев с различной геометрией, то необходимо определиться с параметрами, которые обеспечивали бы эквивалентность рассматриваемых крыльев. Такими условиями являются равенства

$$S = S_{\text{экв}} ; V = V_{\text{экв}} \text{ и } \Gamma = \Gamma_{\text{экв}}, \quad (6)$$

т. е. рассматриваются крылья с одинаковой величиной площади, равной циркуляцией и при равных скоростях набегающего потока. В таком случае на основе выражения (5) получим

$$\frac{C_y}{C_{y_{\text{экв}}}} = K_{\text{ф}}. \quad (7)$$

Условие (7) принято называть коэффициентом формы крыла  $K_{\text{ф}}$  [5], отражающим адекватность геометрии сечения и геометрии крыла в плане, что и дает основание для его использования в качестве критерия при сравнении крыльев с различной геометрией как по параметрам сечений, так и по параметрам крыла самолета в плане.

Применительно к взлетному режиму запишем выражение (7) со своими индексами:

$$K_{\text{ф в3}} = \frac{C_y}{C_{y \text{ экв в3}}} \quad (8)$$

В исследованиях, представленных в работе [5], установлено, что коэффициент формы для простого трапециевидного крыла (см. рис. 3) является функцией его сужения (табл. 1).

Таблица 1 – Значение  $K_{\text{ф}}$  крыльев простых форм по виду в плане

Крыло по виду в плане	Значение коэффициента формы
Эллиптическое (прямое)	$K_{\text{ф(э)}} = 1,081$
Трапециевидное (несоставное)	$K_{\text{ф(тр)}} = \frac{4}{3} \frac{(\eta_{\text{тр}}^2 + \eta_{\text{тр}} + 1)}{(\eta_{\text{тр}} + 1)^2}$

На рис. 4 показаны численные значения коэффициента формы простого трапециевидного крыла от его сужения. Здесь  $K_{\text{ф э}}$  – коэффициент формы эллиптического крыла [5].

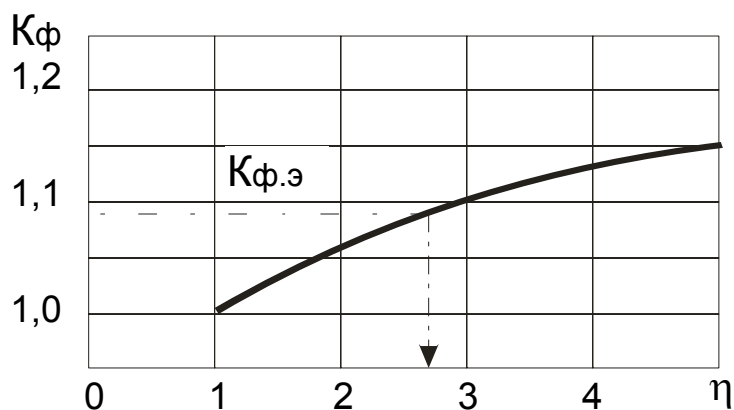


Рисунок 4 – Влияние сужения  $\eta$  на величину коэффициента формы простого трапециевидного крыла  $K_{\text{ф}}$

Важным является тот факт, что крылу с сужением  $\eta = 3$  соответствует коэффициент  $K_{\text{ф э}}$ , т. е. коэффициент формы эллиптического крыла, обладающего минимальной величиной индуктивного сопротивления.

Коэффициент формы эквивалентного крыла во многом зависит от типа выдвигаемого закрылка: одно-, двух- или трехщелевой формы (см. рис. 2).

Как показывает статистический анализ, величина  $X_{\text{в3}}$  изменяется в

пределах (0,15...0,25)  $b_{кор}$ . Если считать, что сужение исходной формы крыла равняется 3,0 (см. рис. 4), то сужение эквивалентного крыла на разбеге увеличивается на 15...25 %, т. е. становится равным 3,45...3,70.

При таком изменении сужения на разбеге коэффициент формы эквивалентного крыла изменяется в пределах  $K_{ф\text{ в3}} = 1,1...1,14$ , т.е. увеличивается на 10...14 %, что и является причиной увеличения скорости отрыва

$$V_{отр\text{ экв}} = \sqrt{\frac{2m_0 K_{ф\text{ экв. в3}}}{\rho_0 C_{y\text{ отр}} S}}, \quad (9)$$

а значит, и длины разбега

$$L_p = \frac{m_0 K_{ф\text{ экв. в3}}}{q \left( K_1 t_0 - f_k - \frac{C_{Xp} K_{ф\text{ экв. в3}}}{C_{y\text{ отр}}} \right) \rho_0 C_{y\text{ отр}} S_{кр}}. \quad (10)$$

Из выражения (9) следует, что увеличение скорости отрыва самолета с эквивалентным трапециевидным крылом возрастает пропорционально корню квадратному из коэффициента формы крыла при взлете т. е. на величину  $\sqrt{K_{ф\text{ экв. в3}}}$ . Проведя оценку влияния увеличенного сужения крыла на длину разбега, можно сделать вывод о том, что длина разбега увеличивается пропорционально абсолютной величине  $K_{ф. экв. в3}$ .

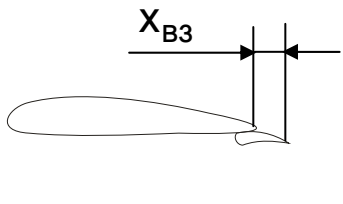
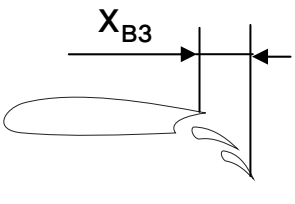
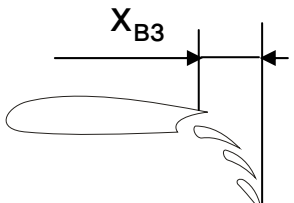
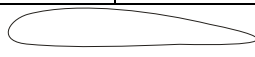
Таким образом, использование выдвижных закрылков при разбеге приводит к увеличению корневой хорды крыла ( $b_{кор} + X_{в3}$ ) и при неизменной концевой хорде ( $b_{конц}$ ) – к изменению формы крыла по виду в плане, в частности существенно увеличивает сужение крыла ( $\eta_{в3} > \eta$  (см. рис. 3)).

Такое изменение геометрии крыла по виду в плане приводит, в свою очередь, к изменению коэффициента формы крыла (см. табл. 1), а следовательно, и к изменению потребной величины  $C_{y\text{ экв. в3}}$  (см. формулу (8)).

$$C_{y\text{ экв. в3}} = \frac{C_y}{K_{ф\text{ в3}}}. \quad (11)$$

При численной оценке  $C_{y\text{ экв. в3}}$  следует иметь в виду, что изменение коэффициента формы крыла на разбеге определяется в основном величиной  $X_{в3}$ . Результаты оценки таких изменений, где учтено и влияние на основные параметры при разбеге скорости отрыва и длины не только коэффициента формы эквивалентного крыла  $K_{ф\text{ экв}}$ , но и конфигурации профиля (одно-, двух- и трехщелевых выдвижных закрылков), приведены в табл. 2

Таблица 2 – Влияние конфигурации профиля и коэффициента формы крыла по виду в плане  $K_{ф.экв.вз}$  на основные параметры при разбеге самолета

Параметры	Конфигурация профиля на разбеге		
			
$C_{y\text{ отр}}$	1,81	2,84	3,18
$C_{y\text{ экв. вз}}$	1,63	2,49	2,73
$\frac{X_{вз}}{B_{кор}}$	0,12	0,21	0,24
$K_{ф\text{ экв. вз}}$	1,098	1,11	1,14
$V_{отр\text{ экв}}$	$1,047 \cdot V_{отр}$	$1,05 \cdot V_{отр}$	$1,07 \cdot V_{отр}$
$L_{р\text{ экв}}$	$1,1 \cdot L_{р}$	$1,14 \cdot L_{р}$	$1,16 \cdot L_{р}$
Исходный профиль крыла $C_y = 1,2$ 			

Значения параметров здесь приведены в относительных величинах, что позволяет наиболее наглядно и точно оценить влияние геометрии крыла на наиболее важные параметры самолета при его разбеге.

При летных испытаниях самолета А-300-600 [6] и других зарубежных и отечественных самолетов обнаружено, что величина их скоростей отрыва и дистанций разбега несколько выше, чем найденные путем использования выражений типа (1) и (2).

Приведенные в данной статье исследования позволяют избежать таких расхождений при определении  $V_{отр}$  и  $L_{р}$  расчетным путем

### Выводы

1. Впервые предложена модель оценки влияния конфигурации профиля и формы крыла по виду в плане на основные параметры самолета на этапе его разбега, т. е. на величину скорости отрыва и длину дистанции разбега.

2. Решение задачи осуществлено с учетом изменения хорды крыла в корневом сечении, вызванного смещением закрылка в предельно заднее положение, что приводит к увеличению сужения крыла и изменению его коэффициента формы по виду в плане.



3. Путем введения понятия эквивалентного крыла с увеличенным сужением проведена количественная оценка изменения его коэффициента формы и получены выражения для оценки скорости отрыва и длины разбега самолета с таким эквивалентным крылом.

4. В относительных величинах проведена количественная оценка влияния коэффициента формы крыла по виду в плане при разбега самолета на величину  $V_{отр}$  и  $L_p$ . Показано, что величина скорости отрыва увеличивается на 5...7 %, а длина разбега – на 10...16 %, что в предыдущих моделях должной оценки не получило.

5. Предложенная модель с успехом может быть использована не только для более точного определения  $V_{отр}$  и  $L_p$ , но и для оптимизации  $X_{вз}$ , связывающего изменение кривизны профиля и геометрии крыла по виду в плане на этапе разбега самолета.

#### Список использованных источников

1. Егер, С.М. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев. – М. : Машиностроение, 1983. – 492 с.
2. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.
3. Авиационные правила АП27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории [Текст]. – М. : МАК, 2000. – 548 с.
4. Капитанова, Л. В. Анализ эффективности базовых средств механизации крыла самолета [Текст] / Л.В. Капитанова // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2006. – Вып.10/36. – С. 14 – 18.
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. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2005. – Вып. 42(3). – С. 94 – 101.
6. Haftmaan, B. Take of dray prediction for Airbus A300-600 and A310 compared with flight test [Текст] // B. Haftmaan, F. Debbeler, H. Gielen // J Aircraft, – 1988. – Vol. 25, №12, – P. 1088 – 1096.

*Поступила в редакцию 15.10.2014.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Г. Гребеников,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*