

УДК 533.695.14

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804>А. Бен Ларби<sup>1</sup>, бакалавр, Д. Н. Зинченко<sup>2</sup>, доцент, к.т.н.

## ВЛИЯНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

**En**

In this paper, a change in the aerodynamic characteristics of the aircraft layout with a wing and a fuselage depending on the position of the fuselage relative to the wing is studied.

A simulation of the flow of calculation models with different positions and the angle of the wing with respect to the fuselage is performed. The aerodynamic characteristics have been obtained, the analysis of the change of bearing properties and the criteria of the efficiency of the layout has been made, the maximum peaks of aerodynamic perfection of  $K$  have been determined. For constructive considerations, the most acceptable variant of the layout with the angle of the  $8^\circ$  wing and the wing of  $Y_{Kr}$  equal to the wing chord  $b$  is determined.

The lifting power of the calculation model for different values of  $\varphi_{Kr}$  and  $Y_{Kr}$  is practically unchanged. The value of the  $C_y a^\alpha \approx 0,083$  derivative in comparison with the characteristics of the isolated wing remains unchanged, which confirms the absence of interference effects on the load-carrying properties of the layout.

The value of the aerodynamic perfection of the calculation models depends greatly on the values of  $\varphi_{Kr}$  and  $Y_{Kr}$ . Decreasing  $Y_{Kr}$  for a given value of the  $C_y a^\alpha$  coefficient, it significantly reduces the value of aerodynamic perfection to the layout, which clearly demonstrates the effect of interference on the level of frontal resistance. It is proved that physically, the cause of the fall in the maximum value of  $K$  is not just the increase in the resistance of the interference, but the decrease of the lift force due to the presence of a significant discharging area on the lower surface of the wing caused by the dispersal of the flow around the surface of the fuselage and the corresponding decrease in the value of total pressure in the flow between the wing and the fuselage. It has also been proved that the existence of such correlations of the angle of the  $\varphi_{Kr}$  installation and the excess  $Y_{Kr}$  of the wing, in which the interference is positive and the maximum value of the aerodynamic quality of the lay-outs, increases.

The main results are presented in graphical form for all combinations.

**Ua**

Виконане моделювання обтікання розрахункових моделей із різними положеннями та кута встановлення крила відносно фюзеляжу. Отримані аеродинамічні характеристики, здійснено аналіз зміни несучих властивостей та критеріїв ефективності компоновання, визначені максимуми аеродинамічної досконалості  $K$ . За конструктивними міркуваннями визначений найбільш прийнятний варіант компоновання з кутом встановлення крила  $8^\circ$  та перевищенням крила  $Y_{Kr}$ , що дорівнює хорді крила  $b$ . За результатами математичного моделювання шляхом апроксимації визначені залежності максимального

<sup>1</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

<sup>2</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

значення параметра  $K$  для різних значень  $Y_{Kr}$ .

Доведено, що фізично причиною падіння максимального значення  $K$  є не скільки збільшення опору інтерференції, скільки зниження підйомної сили через наявність на нижній поверхні крила значною областю розрядження, викликаної розгоном потоку навколо поверхні фюзеляжу і відповідним зниженням значення повного тиску в потоці між крилом і фюзеляжем. Також доведено, що можливе існування таких співвідношень кута установки  $\varphi_{Kr}$  і перевищення  $Y_{Kr}$  крила, при яких інтерференція позитивна і максимальне значення аеродинамічного якості  $K_{max}$  компоновання зростає.

## Введение

Существующие методики проектирования современных транспортных самолетов [1, 2] в качестве исходного объекта аэродинамического проектирования рассматривают геометрическую модель крыла и фюзеляжа как одно цельное геометрическое тело. Такой подход справедлив для высокоскоростных летательных аппаратов со трансзвуковой скоростью полета и геометрия места сопряжения крыла и фюзеляжа оказывает существенное влияние на характеристики транспортного самолета в целом. Максимальные значения дальности полета  $L_{max}$ , продолжительности полета  $t_{max}$ , максимальной высоты полета  $H_{max}$ , градиента набора высоты  $\eta$  и вертикальной скорости полета  $V_{Ymax}$  согласно [3] определяются для самолета исключительно его аэродинамическими характеристиками, и в первую очередь максимальным значением аэродинамического качества  $K_{max}$ . Эти параметры полета являются нормируемыми действующими нормами летной годности [4], их значения должны соответствовать установленным пределам.

Тем не менее, на настоящий момент наблюдается тенденция проектирования транспортных летательных аппаратов с меньшей скоростью полета, поскольку увеличение крейсерской скорости полета неизбежно приводит к увеличению потребной длины взлетно-посадочной полосы, снижает ожидаемую область эксплуатации и экономическую эффективность транспортного средства. Сокращение потребной дистанции взлета и посадки напрямую определяется максимальными несущими свойствами летательного аппарата, вследствие чего целесообразно исследовать вариант компоновки транспортного самолета с крылом, отстоящим отдельно от фюзеляжа поскольку в этом случае, возможно использовать дополнительную подъемную силу от участка крыла над фюзеляжем. Такая схема компоновки («парасоль») применялась на раннем этапе развития авиации, но вследствие малых скоростей полета и несовершенства форм летательных аппаратов на тот момент времени влияние параметров компоновки исследовалось для ограниченного диапазона чисел Рейнольдса и Маха. Геометрические параметры сформированного поверхностями фюзеляжа и крыла канала обтекания оказывают непосредственное влияние на аэродинамиче-

ские и летно-технические характеристики компоновки в целом. Отсутствие исследований для компоновочной схемы «парасоль» с современными аэродинамическими формами крыла и фюзеляжа транспортного самолета формирует задачу диссертации и определяет актуальность представленных в этой статье результатов.

### Постановка задачи

С помощью панельно-вихревого метода (ПВМ) [5] выполнить математическое моделирование влияния интерференции крыла и фюзеляжа компоновки типа «парасоль» для различных вариантов положения крыла относительно фюзеляжа. На основании анализа полученных результатов определить влияние интерференции крыла и фюзеляжа для различных значений угла установки крыла относительно фюзеляжа  $\varphi_{кр}$  и превышения крыла  $Y_{кр}$  на значения коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  и аэродинамического качества  $K$  рассматриваемой компоновки.

### Расчетная модель

Влияние угла установки крыла относительно фюзеляжа  $\varphi_{кр}$  и превышения крыла  $Y_{кр}$  выполнено для положения крыла по продольной оси, равного  $X_{кр} = 1,2$  м. Значения  $\varphi_{кр}$  и  $Y_{кр}$ , выраженного в долях хорды крыла  $b$ , представлены в табл. 1.

Таблица 1.

Параметры исследования влияния интерференции.  $X_{кр} = 1,2$  м

Угол установки крыла	Положение крыла по оси у
$\varphi_{кр}, ^\circ$	$Y_{кр}, \text{ м}$
0; 2; 4; 6; 8; 10; 12	$10 \cdot b; 1,167 \cdot b; b; 0,833 \cdot b; 0,75 \cdot b;$ $0,667 \cdot b$

Параметры исследования  $\varphi_{кр}$ ,  $Y_{кр}$  и  $X_{кр}$  показаны ниже на рис. 1:

Внешний вид расчетной модели для исследований влияния интерференции показан ниже на рис. 2. Геометрические характеристики расчетной модели приведены в табл. 2.

Таблица 2.

Геометрические характеристики объекта исследований

Крыло				Фюзеляж			
Площадь крыла	$S$	13,2	$\text{м}^2$	Площадь миделя	$S_{мф}$	0,985	$\text{м}^2$
Размах крыла	$l$	11,6	м	Длина фюзеляжа	$l_{ф}$	3,54	м

Крыло				Фюзеляж			
САХ	$b_{сах}$	1,138	м	Эквивалентный диаметр	$d_{эф}$	1,12	м
Хорда крыла	$b$	1,2	м	Удлинение фюзеляжа	$\lambda_{ф}$	3,2	
Удлинение	$\lambda$	10,2					

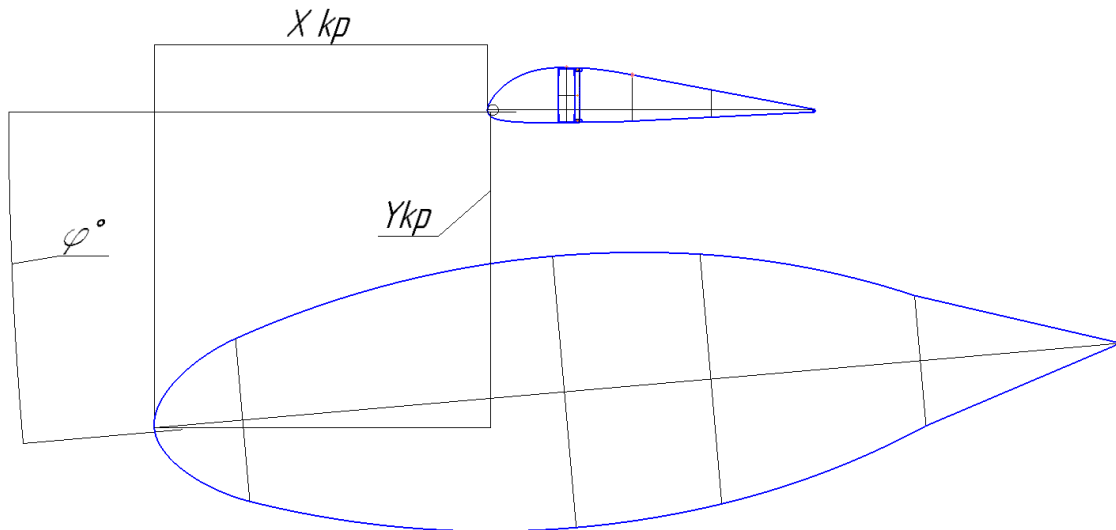
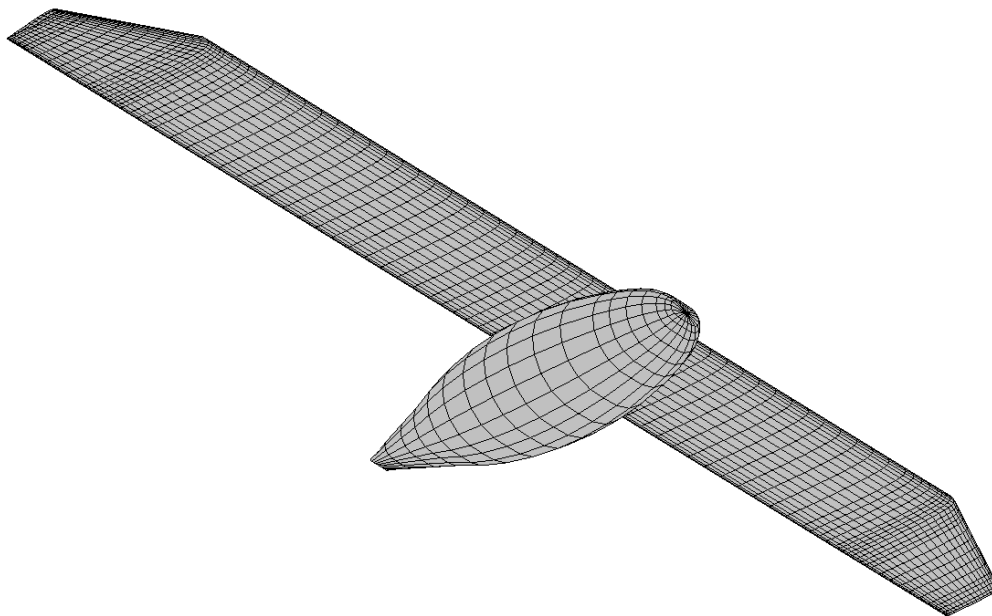
Рис. 1. Параметры  $\varphi_{кр}$ ,  $Y_{кр}$  и  $X_{кр}$ 

Рис. 2. Расчетная модель параметрических исследований

### Результаты исследования

Ниже, на рис. 3 – рис. 6 представлены результаты параметрического исследования влияния значений угла установки крыла  $\varphi_{кр}$ , и превышения

крыла  $Y_{кр}$ . Предметом анализа взаимного влияния расположения крыла и фюзеляжа на аэродинамические характеристики компоновки являются :

- несущие свойства компоновки, представленные в виде зависимости коэффициента подъемной силы исследуемой компоновки от угла атаки  $C_y a = f(\alpha, \varphi_{кр}, Y_{кр})$  для различных значений  $\alpha$ ,  $\varphi_{кр}$  и  $Y_{кр}$ ;
- поляра компоновки, представленная в виде зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы  $K = f(C_y a, \varphi_{кр}, Y_{кр})$ ;
- максимальное значение аэродинамического качества  $K_{max}$  для различных значений  $\varphi_{кр}$  и  $Y_{кр}$ .

В настоящем анализе аэродинамическое качество  $K$  определяется как:

$$K = \frac{C_{Ya}}{C_{Xa}} \quad (1)$$

где  $C_{Ya}$  – коэффициент подъемной силы компоновки;

$C_{Xa}$  – коэффициент лобового сопротивления. Для условий дозвукового обтекания теоретической поверхности расчетной модели  $C_{Xa}$  согласно [5] может быть представлен в виде:

$$C_{Xa} = C_{Xap} + C_f + C_{Xi} + \Delta C_{XaИИТ} \quad (2)$$

где  $C_{Xap}$  – коэффициент сопротивления давления;

$C_f$  – коэффициент сопротивления трения;

$C_{Xi} = \frac{C_{Yaкр}^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \tau)$  – коэффициент индуктивного сопротивления при

наличии подъемной силы

$\Delta C_{XaИИТ}$  – приращение коэффициента сопротивления, вызванное взаимным расположением (интерференцией) частей самолета.

Расчетные исследования выполнены для условий полета  $Re = 2,6 \cdot 10^6$ ,  $M = 0,1$ , что соответствует условиям полета самолета при наборе высоты.

Зависимости  $C_y a = f(\alpha, \varphi_{кр}, Y_{кр})$  исследуемой компоновки для различных значений  $\alpha$ ,  $\varphi_{кр}$  и  $Y_{кр}$  представлены ниже на рис. 3.

### Результат математического моделирования ПВМ

Поляры компоновки, представленные в виде выборки зависимостей  $K = f(C_y a, \varphi_{кр}, Y_{кр})$  для различных значений  $\varphi_{кр}$  и  $Y_{кр}$  приведены ниже на рис. 4 – рис. 5.

Зависимости максимальных значений аэродинамического качества  $K_{max} = f(\varphi_{кр}, Y_{кр})$  определенных на основании анализа поляр, приведенных

выше на рис. 4 – рис. 5 для расчетных моделей с параметрами в соответствии с табл. 1. приведены ниже на рис. 5:

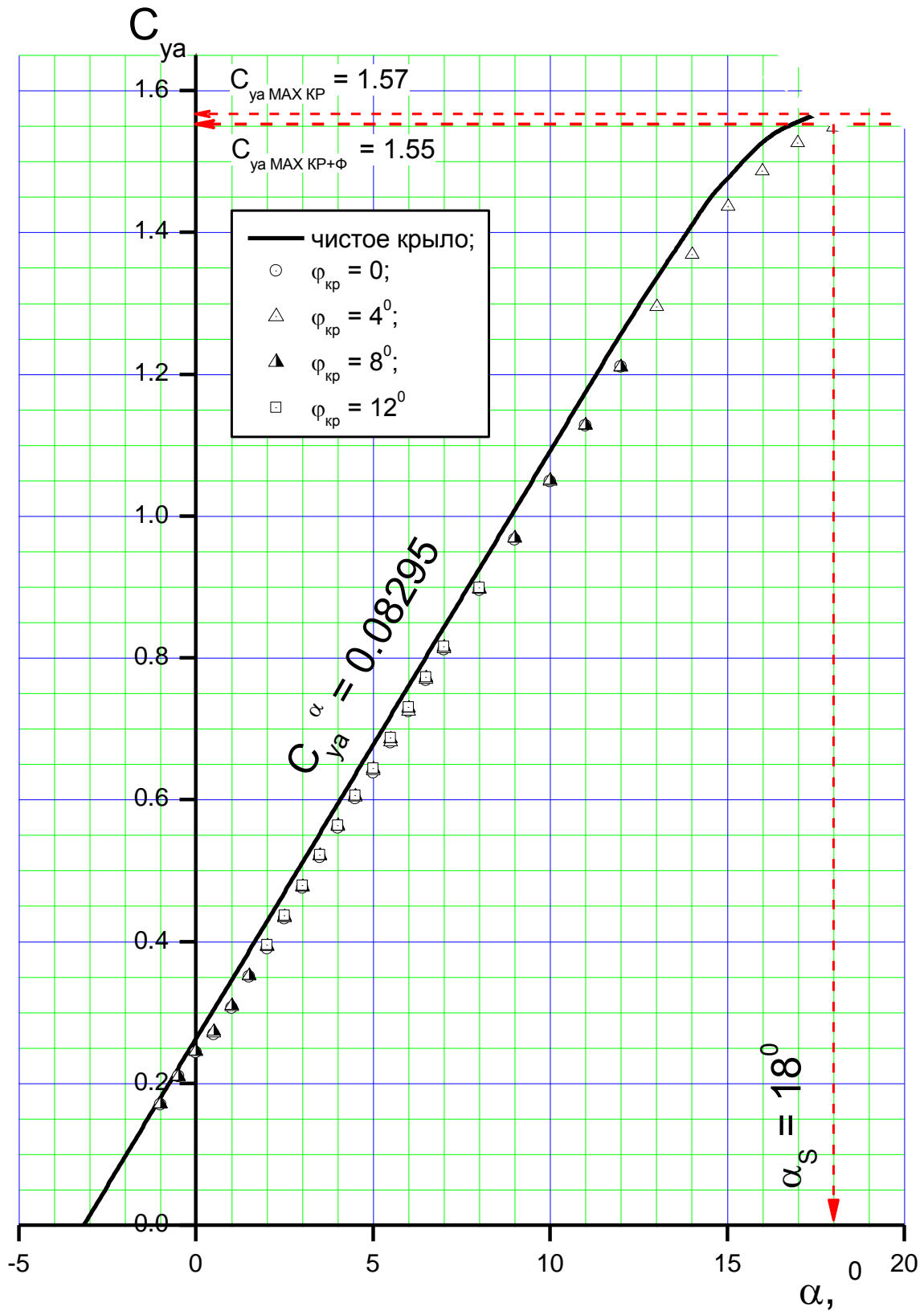
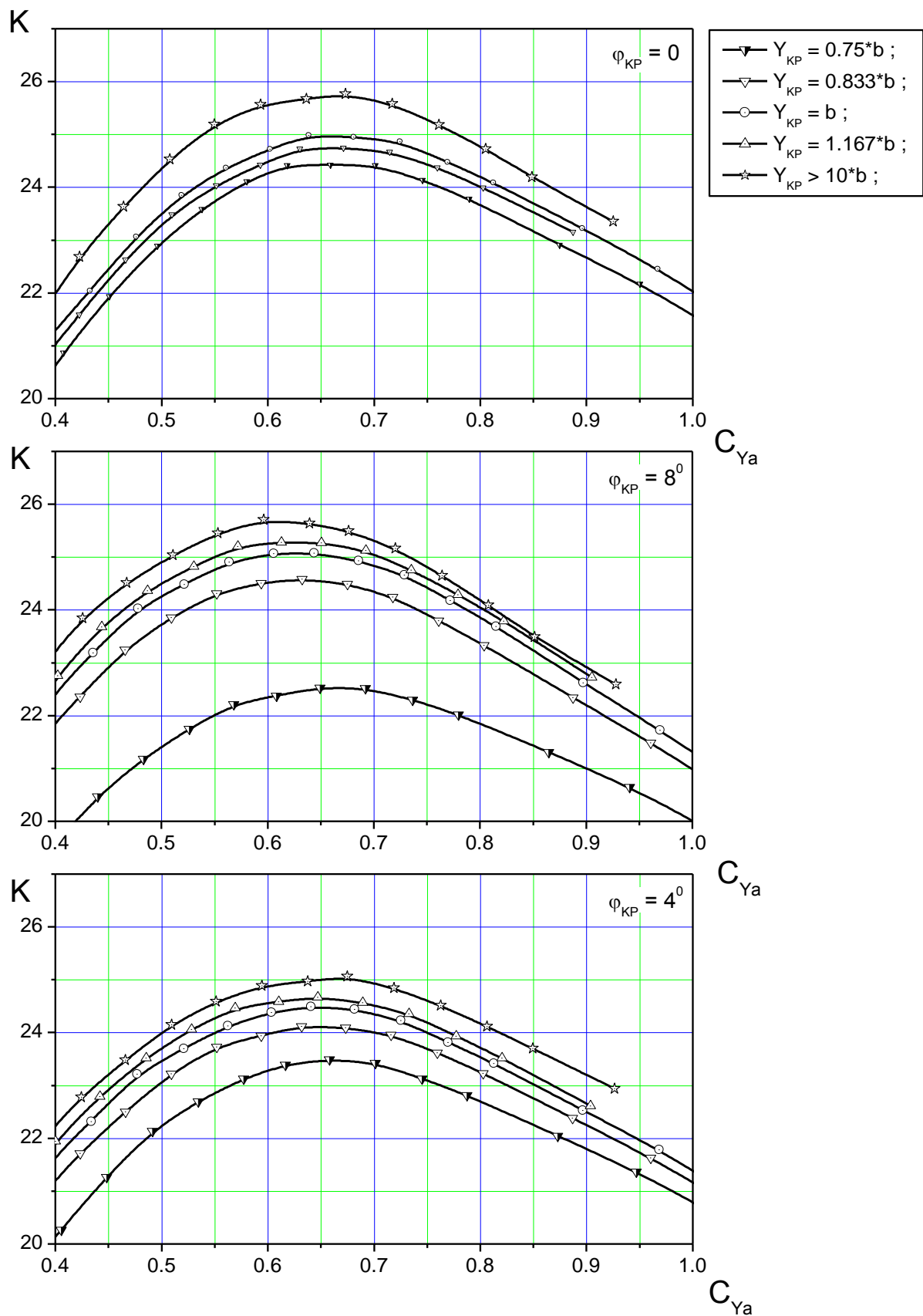
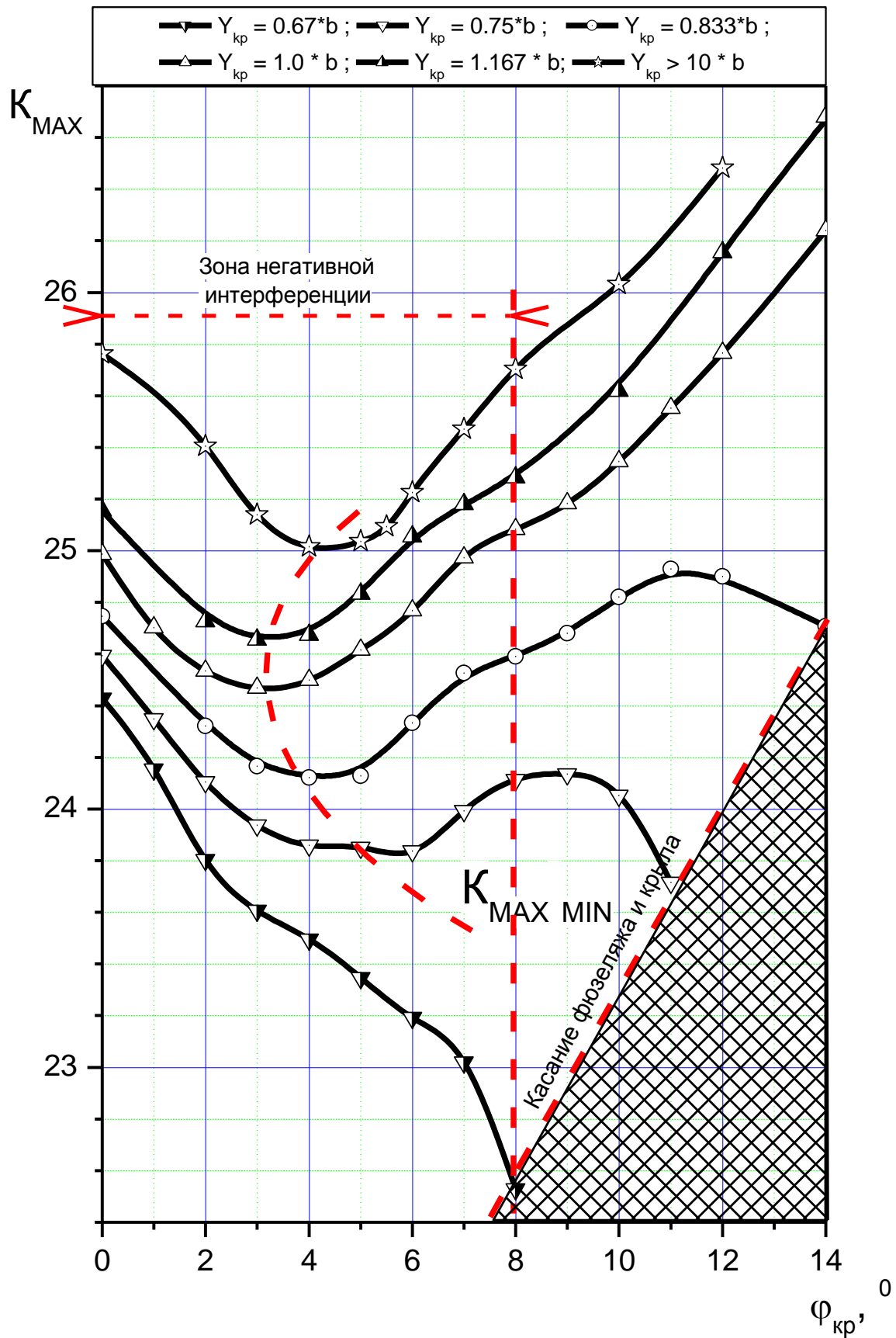


Рис. 3. Зависимости  $C_{ya} = f(\alpha, \varphi_{кр}, Y_{кр})$

Рис. 4. Зависимости аэродинамического качества  $K = f(C_{Ya}, \varphi_{кр}, Y_{кр})$

Рис.5. Зависимость  $K_{max} = f(\Phi_{kp}, Y_{kp})$



## Результат математического моделирования ПВМ

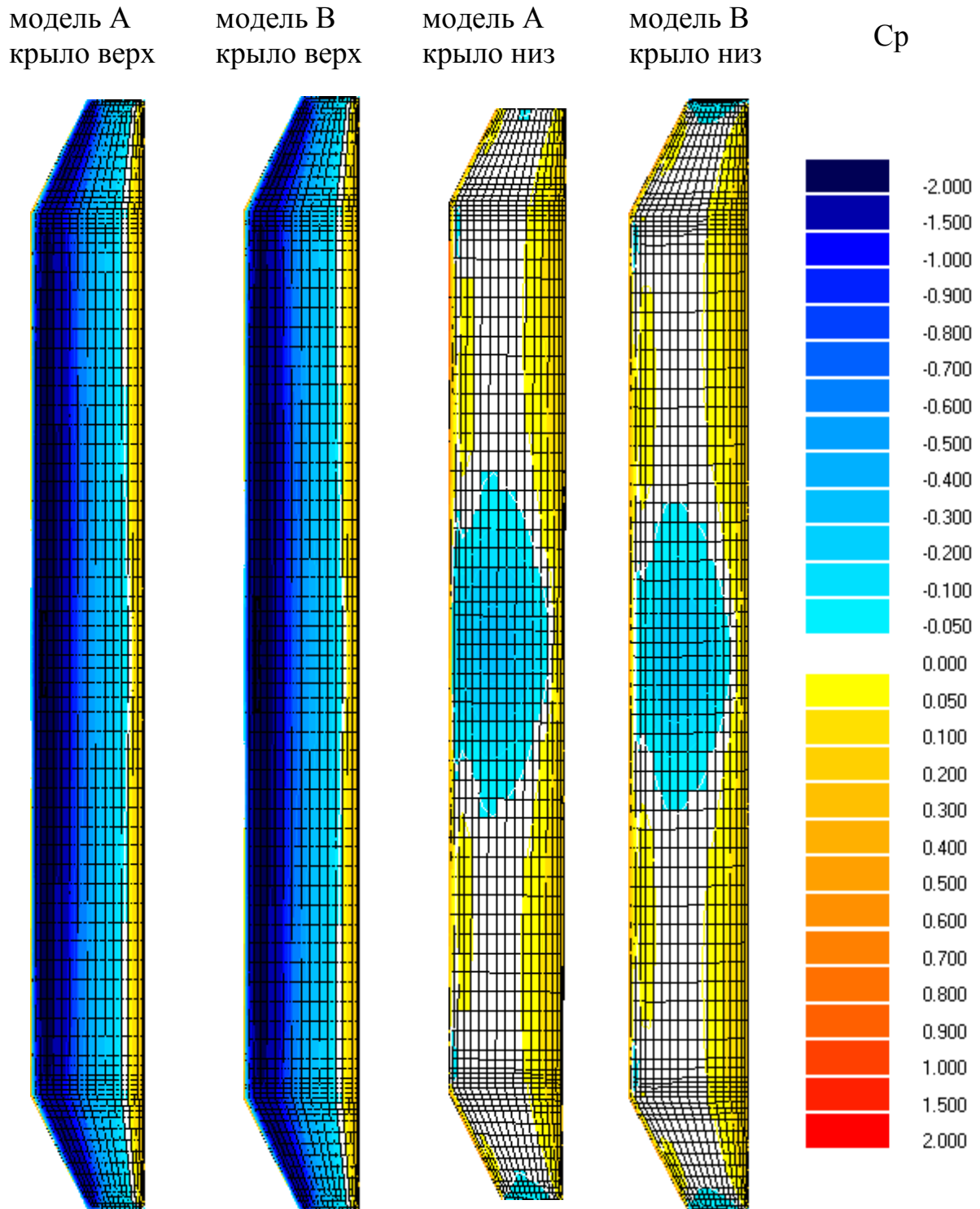


Рис. 6. Распределение коэффициента давления  $C_p$  по поверхности крыла. Модель А:  $\varphi_{кр} = 5^\circ$ ,  $Y_{кр} = 1,0$  м;  $K_{MAX} = 24,13$ ;  $\alpha = 5^\circ$   
 Модель В:  $\varphi_{кр} = 8^\circ$ ,  $Y_{кр} = 1,2$  м;  $K_{MAX} = 25,08$ ;  $\alpha = 5^\circ$

## Анализ результатов моделирования

Несущие свойства компоновки для различных значений  $\varphi_{кр}$  и  $Y_{кр}$  практически не изменяются. Значение производной  $C_{y,a} \approx 0,083$  в сравнении с характеристиками чистого крыла остается практически без изменений, что подтверждает отсутствие влияния интерференции на несущие свойства компоновки.

Аэродинамическое качество расчетных моделей, представленное на рис. 4 в виде выборки зависимостей  $K = f(C_{y,a}, \varphi_{кр}, Y_{кр})$ , существенно зависит от значений  $\varphi_{кр}$  и  $Y_{кр}$ . Уменьшение  $Y_{кр}$  при заданном значении  $C_{y,a}$  значительно снижает значение аэродинамического качества  $K$  компоновки, что наглядно демонстрирует существенное влияние интерференции на уровень лобового сопротивления компоновки.

Зависимости максимального аэродинамического качества  $K_{MAX} = f(C_{y,a}, \varphi_{кр}, Y_{кр})$  приведенные на рис. 5, наглядно демонстрируют наличие области негативной интерференции для всех расчетных моделей, в которой значение максимально реализуемого аэродинамического качества расчетной модели при заданном значении превышения крыла  $Y_{кр}$  уменьшается с увеличением угла установки крыла  $\varphi_{кр}$ . Для различных значений  $Y_{кр}$  и  $\varphi_{кр}$  значение  $K_{MAX}$  может быть аппроксимировано в виде зависимостей:

$$Y_{кр} = 0,67 \cdot b: \quad K_{MAX} = 24,436 - 0,3025 \cdot \varphi_{кр} - 0,0223 \cdot \varphi_{кр}^2 + 0,0146 \cdot \varphi_{кр}^3 - 0,0014 \cdot \varphi_{кр}^4$$

$$Y_{кр} = 0,75 \cdot b: \quad K_{MAX} = 24,593 - 0,2366 \cdot \varphi_{кр} - 0,0202 \cdot \varphi_{кр}^2 + 0,0109 \cdot \varphi_{кр}^3 - 7,0817 \cdot E^{-4} \cdot \varphi_{кр}^4$$

$$Y_{кр} = 0,83 \cdot b: \quad K_{MAX} = 24,761 - 0,3674 \cdot \varphi_{кр} + 0,065 \cdot \varphi_{кр}^2 + 0,0109 \cdot \varphi_{кр}^3 - 0,0027 \cdot \varphi_{кр}^4$$

$$Y_{кр} = b: \quad K_{MAX} = 24,98 - 0,3594 \cdot \varphi_{кр} + 0,0815 \cdot \varphi_{кр}^2 - 0,0056 \cdot \varphi_{кр}^3 - 1,4572 \cdot E^{-4} \cdot \varphi_{кр}^4$$

$$Y_{кр} = 1,17 \cdot b: \quad K_{MAX} = 25,147 - 0,3395 \cdot \varphi_{кр} + 0,075 \cdot \varphi_{кр}^2 - 0,0046 \cdot \varphi_{кр}^3 - 1,0952 \cdot E^{-4} \cdot \varphi_{кр}^4$$

$$Y_{кр} \geq 10 \cdot b: \quad K_{MAX} = 25,79 - 0,2845 \cdot \varphi_{кр} + 0,0104 \cdot \varphi_{кр}^2 + 0,0054 \cdot \varphi_{кр}^3 - 3,2876 \cdot E^{-4} \cdot \varphi_{кр}^4$$

Причину снижения аэродинамического качества при определенных значениях параметров компоновки  $\varphi_{кр}$  и  $Y_{кр}$  наглядно демонстрирует представленное на рис. 6 распределение коэффициента давления  $C_p$  по поверхности крыльев расчетных моделей с минимальным (модель А) и максимальным (модель В) значением  $K_{MAX}$ . Сравнение распределения давления

показывает наличие значительной зоны разряжения на нижней поверхности крыла, вызванное увеличением скорости потока в канале, образуемом поверхностями крыла и фюзеляжа. Канал сформирован сужающейся и расширяющейся частями и соотношение их длин, в общем, и определяет зону разгона и торможения потока.

### Выводы

Физически причиной падения максимального значения  $K$  является не сколько увеличение сопротивления интерференции, сколько снижение подъемной силы по причине наличия на нижней поверхности крыла значительной области разряжения, вызванной разгоном потока вокруг поверхности фюзеляжа и соотв. снижением значения полного давления в потоке между крылом и фюзеляжем;

Возможно существование таких соотношений угла установки  $\varphi_{кр}$  и превышения  $Y_{кр}$  крыла, при которых интерференция положительна и максимальное значение аэродинамического качества  $K_{МАХ}$  компоновки возрастает.

### Список использованной литературы

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов: Под ред. академика РАН Бюшгенса Г. С. –М.–Пекин: Изд. отдел ЦАГИ авиаиздательство КНР, 1995 г. –772 с.
2. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ.– М, Машиностроение, 1983,— 648 с., с ил.
3. Е. П. Ударцев, М. А. Переверзев, С. А. Ищенко Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ. Киев. 1998 г.
4. European Aviation Safety Agency. Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25 –2003 г.
5. Зінченко Д. М. Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом. Дисертація на здобуття наукового ступеня к.т.н. Київ 2007 р.