

УДК 629.106.14

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-380414201676927>

Рахмати Ахмад<sup>1</sup>(Ahmad Rahmati), аспирант,  
Д. Н. Зинченко<sup>2</sup>, к.т.н., доцент

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВЛИЯНИЯ ЗАМКНУТОГО ПАРАБОЛИЧЕСКОГО КРЫЛА ЛА И СТРУИ ДВИЖИТЕЛЯ

**En**

In the course of mathematical modeling of flow calculation model with a jet propulsion definitely aerodynamic layout with working propeller definitely influence the operating mode of the engine on the aerodynamic characteristics of the model.

Modeling of the interaction effect of the closed parabolic wing aircraft and jet propulsion is performed using methods of computational aerodynamics, namely the finite element method, and panel-vortex method of symmetrical features.

**Ua**

В ході математичного моделювання обтікання розрахункової моделі зі струменем рушія безумовно аеродинамічні характеристики компонування з працюючим повітряним гвинтом, безумовно вплив режиму роботи двигуна на аеродинамічні характеристики моделі.

Моделювання взаємодії впливу замкнутого параболічного крила ЛА і струменя рушія виконано за допомогою методів обчислювальної аеродинаміки, а саме методу скінченних елементів і панельно-вихрового методу симетричних особливостей.

### Введение

Качественное определение воздействия обтекания поверхности сложной геометрической формы и струи двигателя является достаточно сложной задачей, требующей для своего решения применения инструмента с высокой точностью определения аэродинамических характеристик компоновки.

На предварительном этапе проектирования для анализа различных компоновочных решения широко применяются методы математического моделирования, позволяющие, совместно с результатами физических экспериментов [5], (выполненных, как правило, в аэродинамической трубе) получить результат с приемлемой точностью.

<sup>1</sup> Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут", факультет авіаційних і космічних систем

<sup>2</sup> Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут", кафедра приборів і систем управління летальними апаратами

В случае разработки принципиально новой компоновки летательного аппарата (ЛА) обычно отсутствует массив экспериментальных данных ближайших аналогов.

В этом случае в практике экспериментального проектирования должны применяться методы, основанные на испытаниях экспериментальных моделей. Специфика проведения экспериментальных работ по проектированию новых компоновок в настоящее время состоит либо в отсутствии требуемой экспериментальной базы, либо в существенных проблемах при доступе исследователя к такой экспериментальной базе, а также в значительной стоимости проведения таких испытаний, включая стоимость изготовления экспериментальной модели. Это обосновывают применение для решения задач проектирования методами испытания с использованием летающих моделей. В этом случае задача определения аэродинамических характеристик любой исследуемой компоновки сводится к проектированию и изготовлению требуемой экспериментальной модели, формированию корректной методики проведения испытаний и обработки результатов экспериментов.

Следует отметить, что вся современная аэродинамика изначально основывалась на результатах испытаний моделей, не имевших на момент проведения экспериментов каких – либо аналогов.

### **Постановка задачи**

В ходе математического моделирования обтекания расчетной модели со струей движителя определить аэродинамические характеристики компоновки с работающим воздушным винтом, определить влияние режима работы двигателя на аэродинамические характеристики модели.

### **Методика моделирования**

Моделирование взаимодействия влияния замкнутого параболического крыла (ЗПК) ЛА и струи движителя выполнено с помощью методов вычислительной аэродинамики, а именно метода конечных элементов (МКЭ) [6, 7] и панельно-вихревого метода симметричных особенностей (ПВМ) [8, 9].

Для определения применимости указанных вычислительных методов выполнено сравнение полученных результатов для идентичных расчетных условий, приведенных в плане эксперимента.

### **План эксперимента**

Расчетные условия для проведения численного моделирования взаимодействия влияния ЗПК ЛА и струи движителя представлены ниже в табл. 1.

Таблиця 1.

План численного эксперимента		
Скорость потока воздуха, $V$ , м/с	Угол атаки, $\alpha$	Коэффициента нагрузки, $B$
	Метод ПВМ	
50	$0^{\circ} \dots 45^{\circ}$ $\Delta \alpha = +10$	$0 \dots 8$ $\Delta B = 1$
	Метод МКЭ	
50	$0^{\circ} \dots 45^{\circ}$ $\Delta \alpha = +10$	$0 \dots 8$ $\Delta B = 1$

При проведении моделирования полагается, что поверхность расчетной модели находится в симметричном потоке воздуха, плоскость активного сечения струи винтового движителя перпендикулярна оси расчетной модели, скольжение и боковые составляющие скоростей отсутствуют.

Для различных значений угла атаки  $\alpha$  выполняется расчетное моделирование обтекания с различными значениями коэффициента нагрузки на диск винта  $B$ , определяются аэродинамические характеристики компоновки.

### Расчетные модели

#### Расчетная модель МКЭ

Ниже на рис. 1 представлен внешний вид геометрии модели, используемой в математическом моделировании обтекания ЗПК с помощью МКЭ.

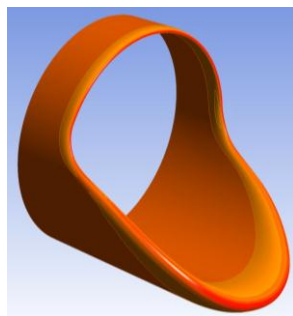


Рис. 1. Расчетная модель ЗПК

В качестве основного решателя системы уравнений МКЭ с принятыми допущениями использована программа *FLUENT* версии 15.0.

Расчетная сетка модели ЗПК, применяемая в программе *FLUENT*, показана ниже на рис. 2.

#### Расчетная модель ПВМ

Расчетная модель, используемая при моделировании обтекания с помощью ПВМ[1] представлена ниже на рис.3:

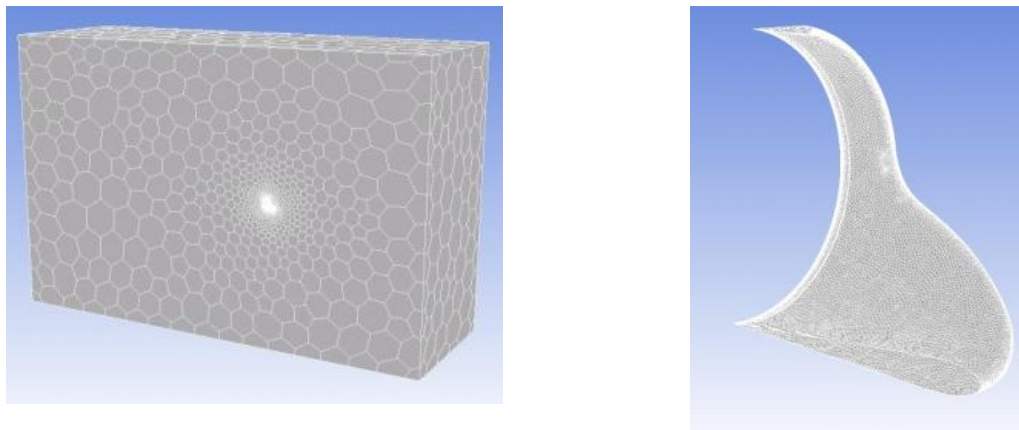


Рис. 2. Расчетная сетка модели ЗПК

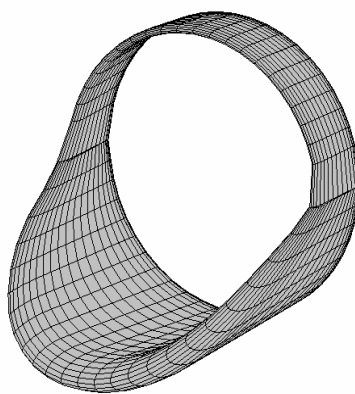
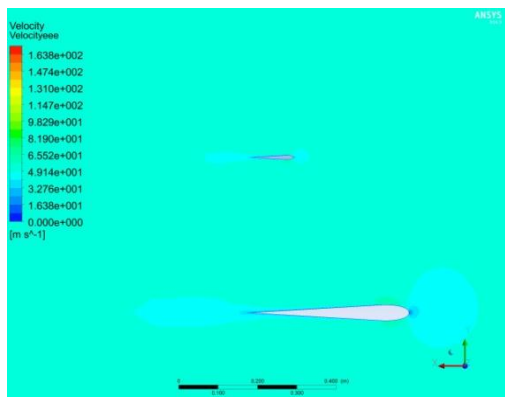
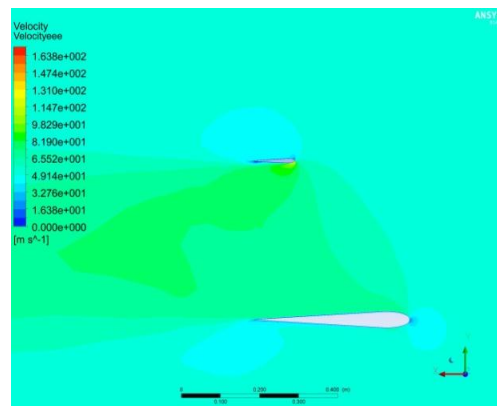


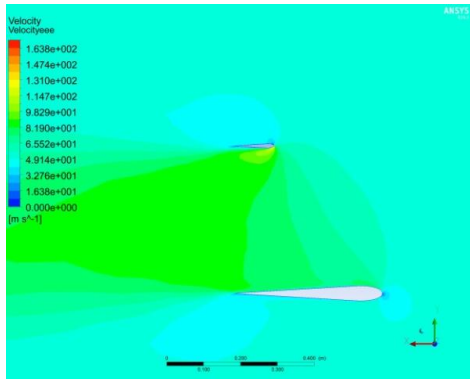
Рис. 3. Расчетная модель ЗПК для PWM

### Результаты моделирования

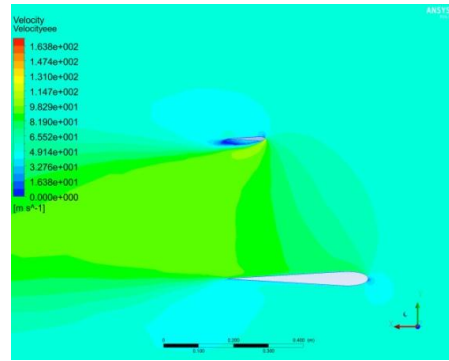
Ниже на рис. 4 – рис. 6 представлена визуализация обтекания расчетных моделей с различным значением коэффициента  $B$  при заданном угле атаки.

#### Моделирование МКЭ

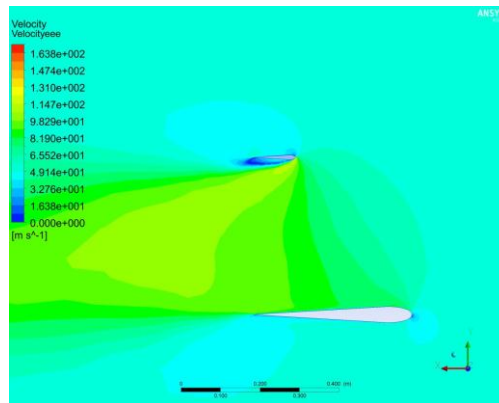
 $B = 0$  $B = 2$



B = 4

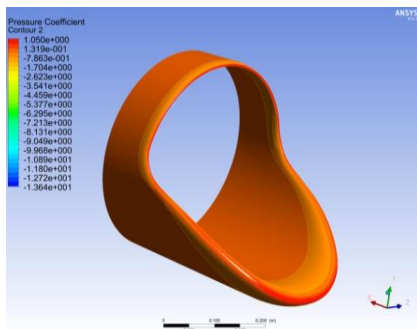


B = 6

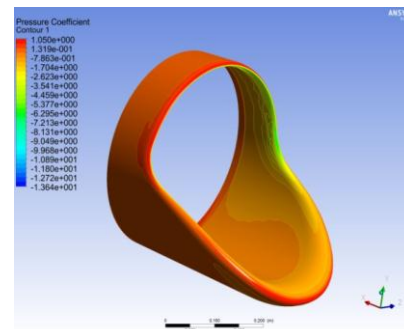


B = 8

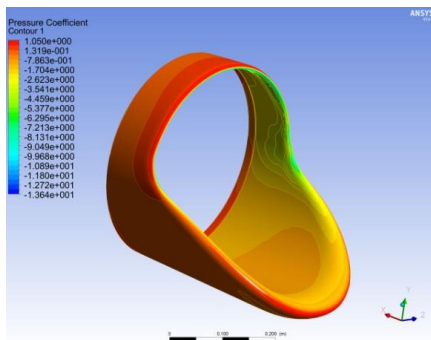
Рис. 4. Распределение скорости ЗПК, при скорость  $V=50\text{м/с}$   
 $\alpha=0\text{ МКЭ}$



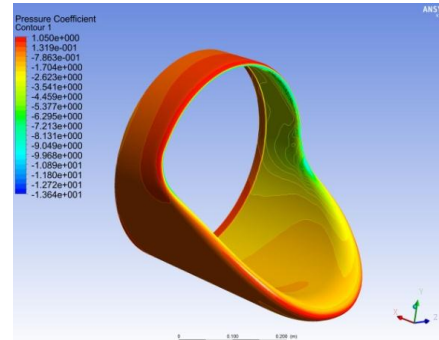
B = 0



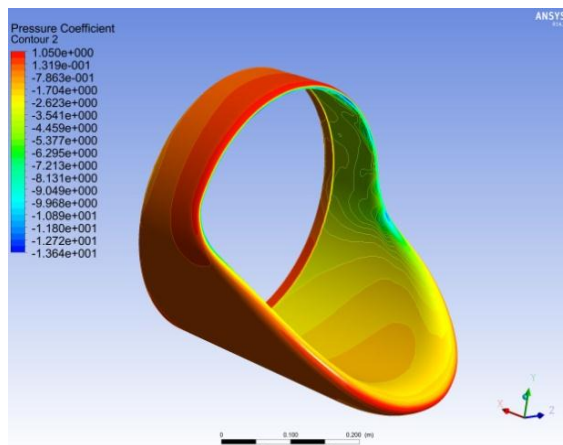
B = 2



B = 4

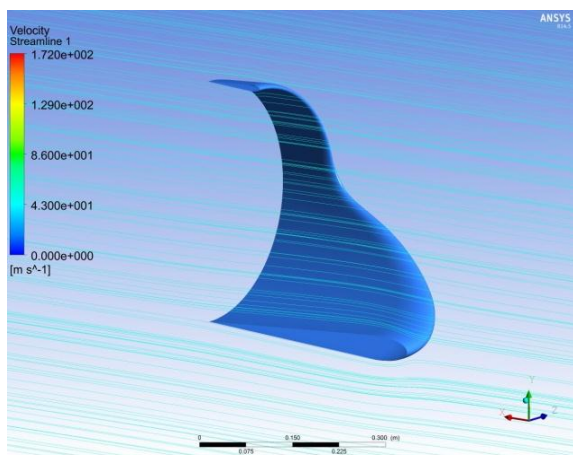


B = 6

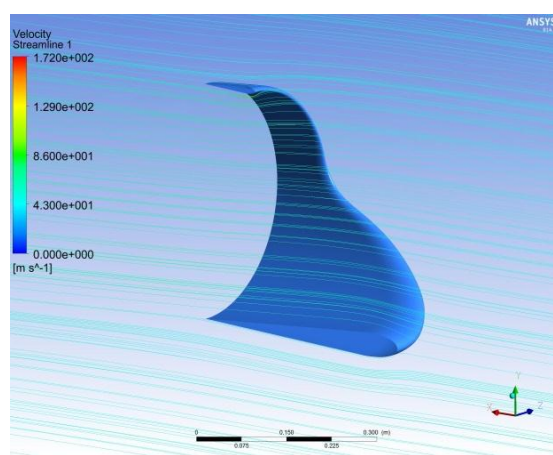


$B = 8$

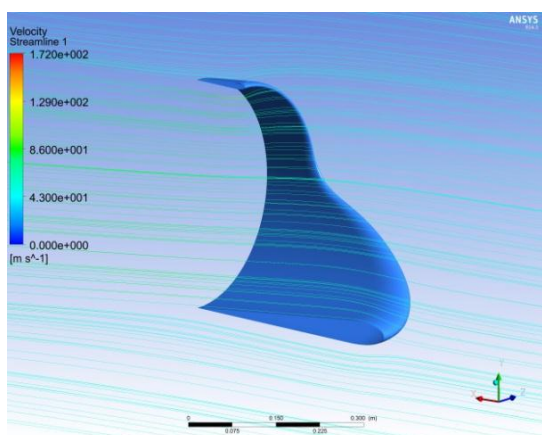
Рис. 5. Распределение давления ЗПК, при скорости  $V=50\text{м/с}$ ,  $\alpha=0\text{ МКЭ}$



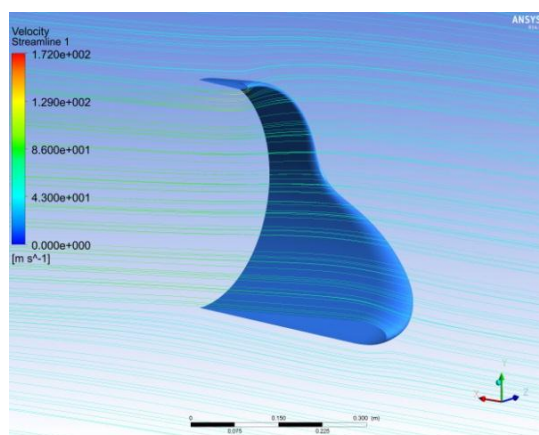
$B = 0$



$B = 2$

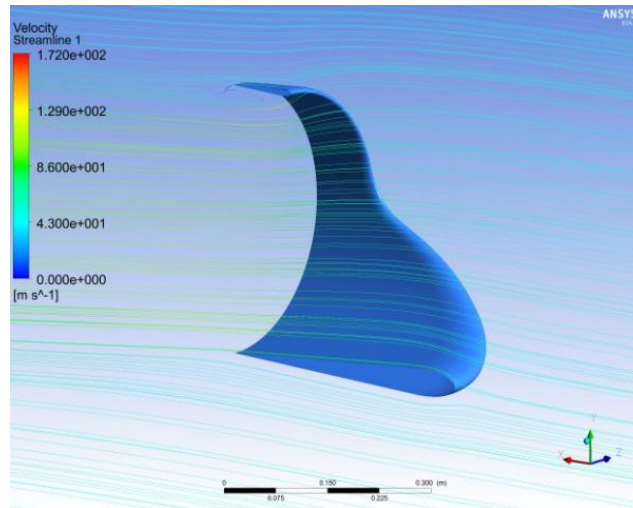


$B = 4$



$B = 6$



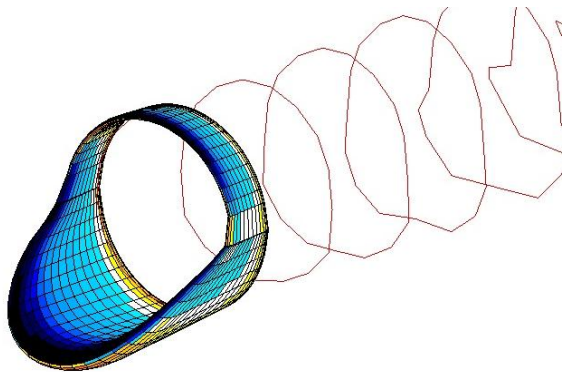


$V = 8$

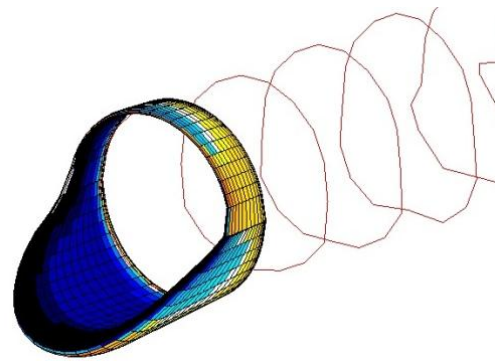
Рис. 6. Линии тока расчетной модели, при скорости  $V=50$  м/с,  $\alpha=0$  МКЭ

### Моделирование ПВМ

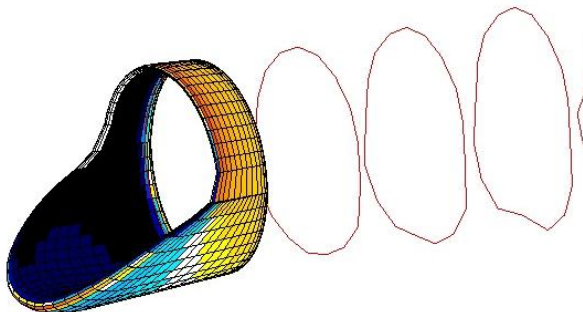
Результаты моделирования обтекания ЗПК с помощью панельно-вихревого метода представлены ниже на рис. 7 – рис. 8.



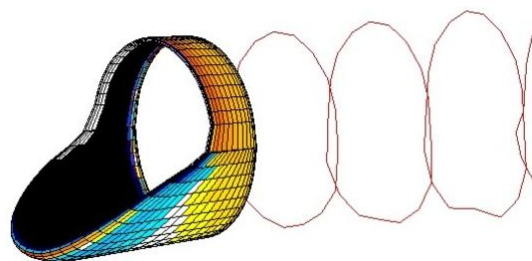
$V = 0$



$V = 2$



$V = 4$



$V = 6$

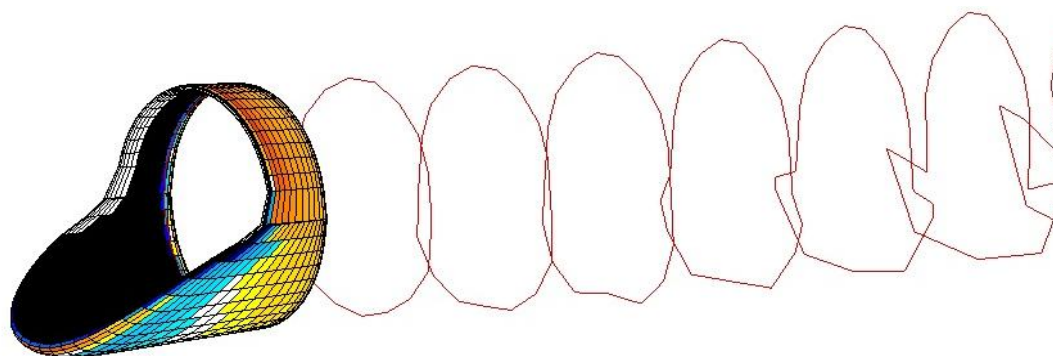
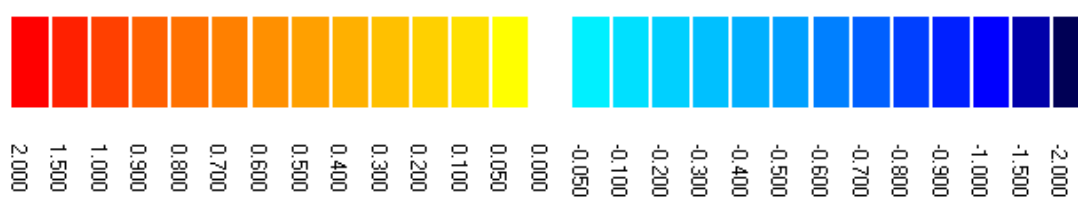
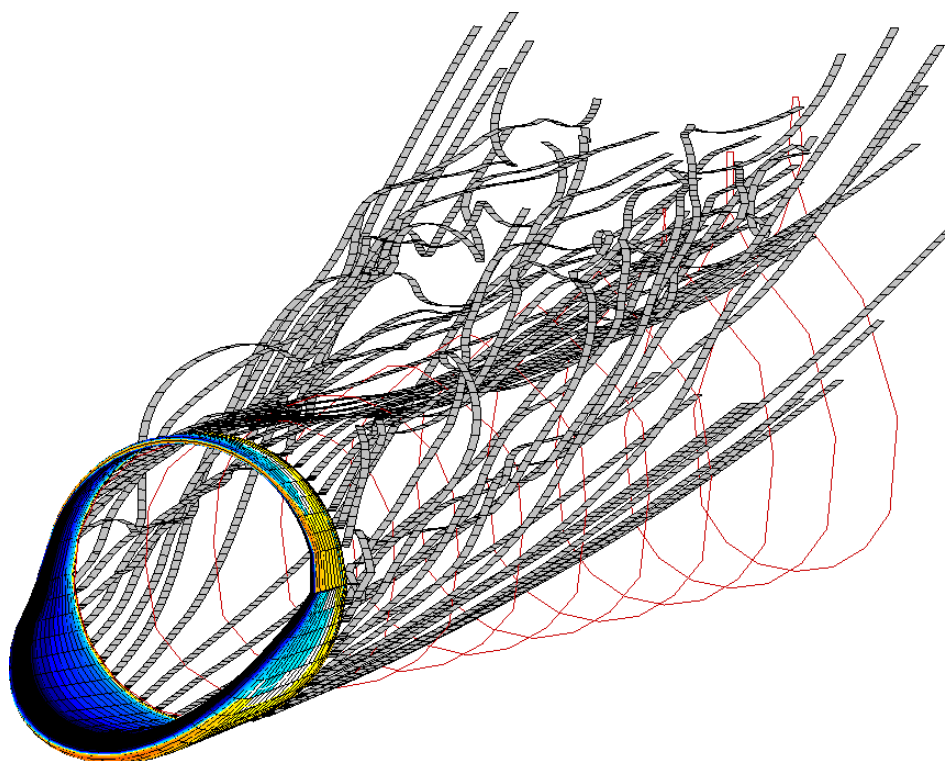
 $V = 8$ діаграма  $C_p$ 

Рис. 7. Результати расчета обтекания ЗПК со струей движителя.  
Результат ПММ.  $V=50$  м/с,  $\alpha = 00$ ,  $Re = 1,215 \cdot 10^6$ ;  
 $M = 0,147$





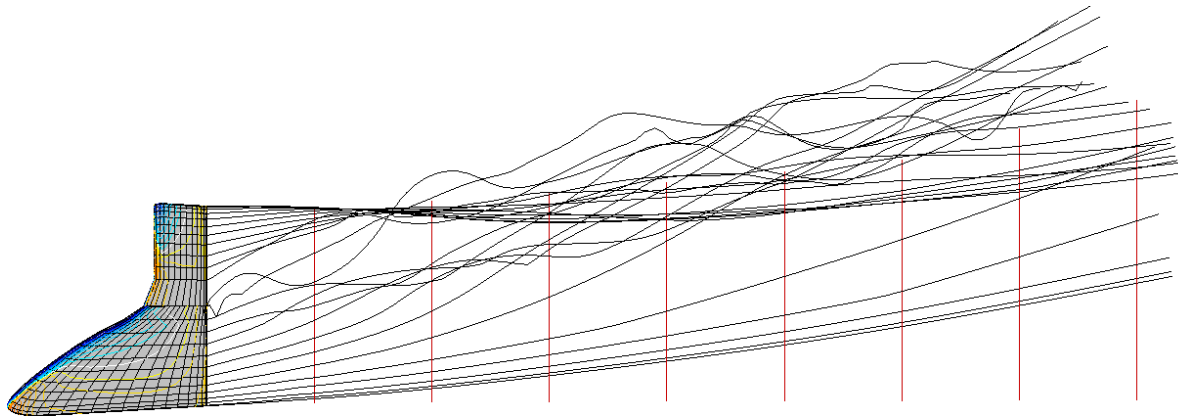
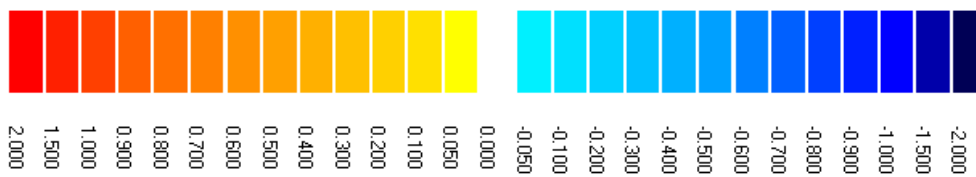
діаграма  $C_p$ 

Рис. 8. Вихревая пелена ЗПК с учетом струи движителя.  
 Результат ПВМ.  $V=50$  м/с,  $\alpha=00$ ,  $Re = 1,215 \cdot 10^6$ ;  
 $M = 0,147$

Ниже на рис. 9 – рис. 10 представлены зависимости коэффициента подъемной силы  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$  и числа  $B$ , определенные с помощью ПВМ и МКЭ.

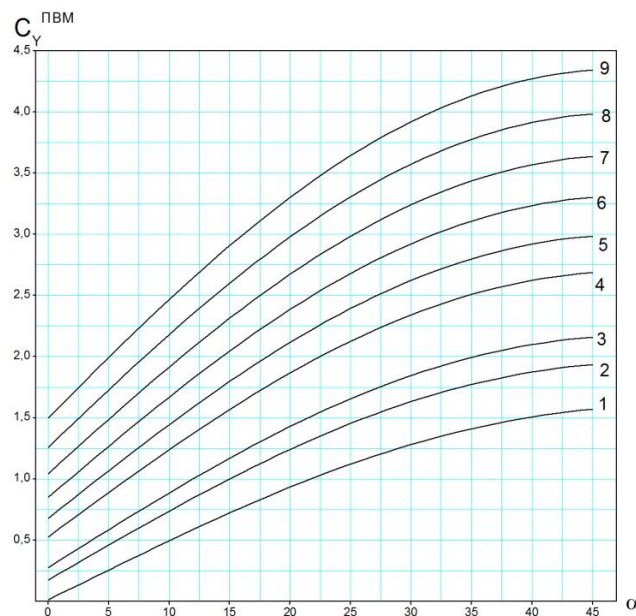


Рис. 9. ЗПК. Зависимость  $c_y^{ПВМ} = f(\alpha)$

$V = 50$  м/с;  $Re = 1,215 \cdot 10^6$ ;  $M = 0,147$ ;  $H = 0$  СА;  
 1 –  $B = 0$ ; 2 –  $B = 1$ ; 3 –  $B = 2$ ; 4 –  $B = 3$ ; 5 –  $B = 4$ ; 6 –  $B = 5$ ;  
 7 –  $B = 6$ ; 8 –  $B = 7$ ; 9 –  $B = 8$

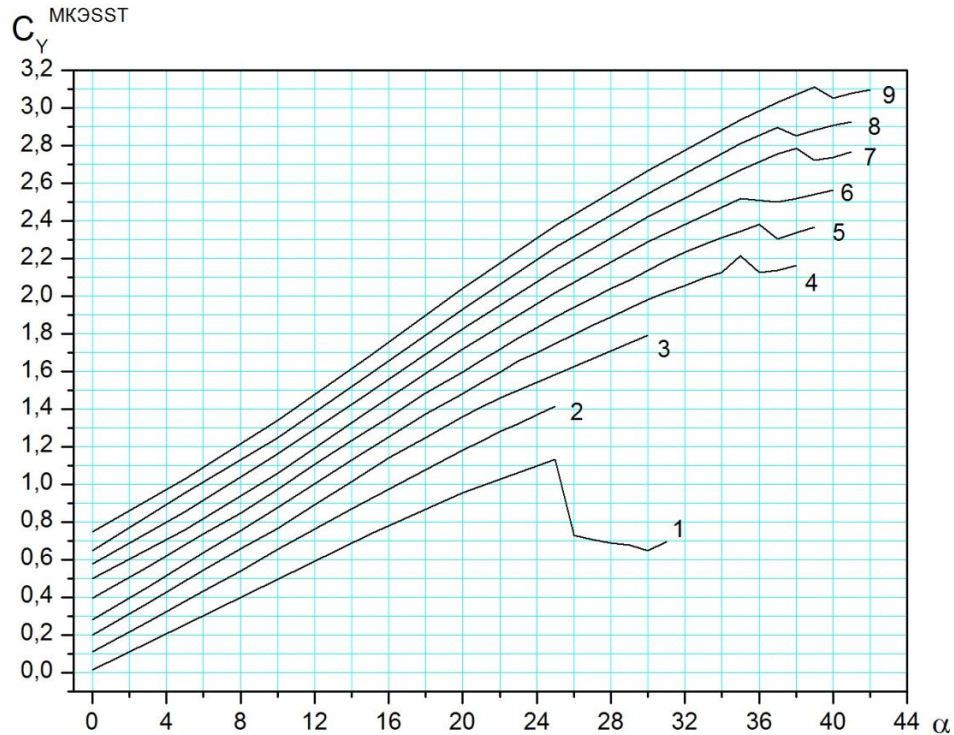


Рис. 10. Зависимость  $c_y^{\text{МКЭСТ}} = f(\alpha)$

$V = 50$  м/с;  $Re = 1,215 \cdot 10^6$ ;  $M = 0,147$ ;  $H = 0$  СА;

1 –  $B = 0$ ; 2 –  $B = 1$ ; 3 –  $B = 2$ ; 4 –  $B = 3$ ; 5 –  $B = 4$ ; 6 –  $B = 5$ ;  
7 –  $B = 6$ ; 8 –  $B = 7$ ; 9 –  $B = 8$

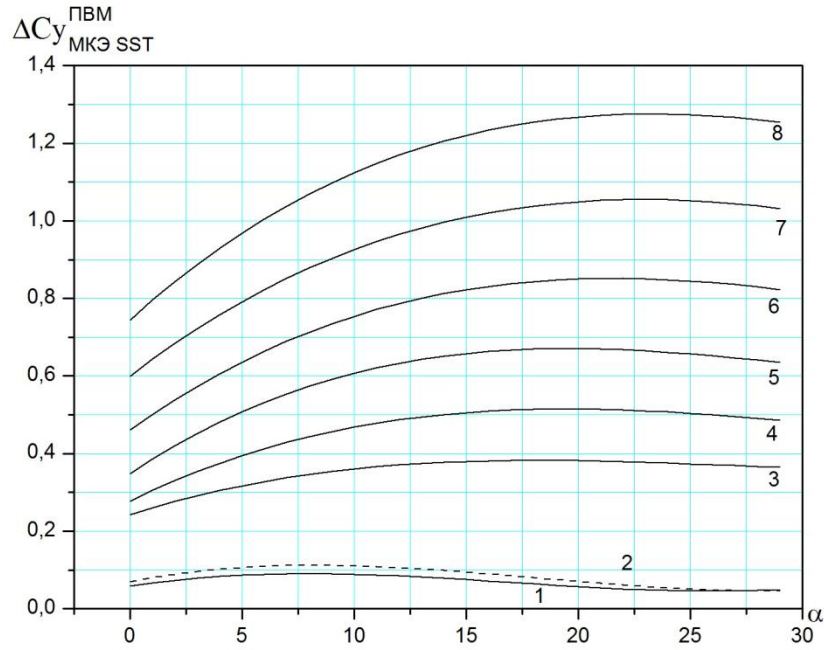
### Анализ результатов

Ниже на рис. 11 – рис. 12 и табл. 2 представлено отклонение результатов расчета ПВМ и МКЭ [1, 2, 3, 4, 5] в виде зависимости изменения значения коэффициента подъемной силы  $\Delta C_y$  от угла атаки  $\alpha$  и числа  $B$

**Таблица 2.**

Отклонение результатов расчета ПВМ и МКЭ  $\Delta C_y = f(\alpha, B)$

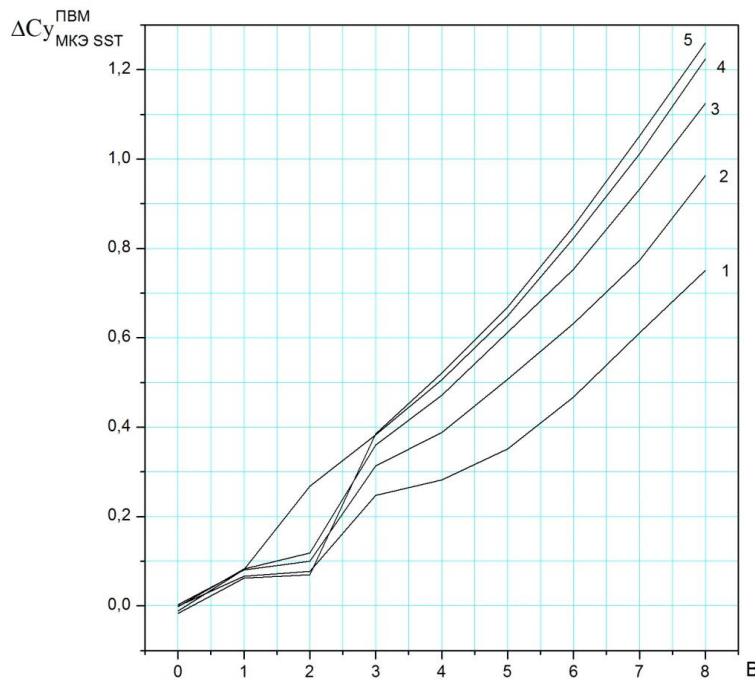
$\alpha$	$\Delta C_y$ <b>B0</b>	$\Delta C_y$ <b>B1</b>	$\Delta C_y$ <b>B2</b>	$\Delta C_y$ <b>B3</b>	$\Delta C_y$ <b>B4</b>	$\Delta C_y$ <b>B5</b>	$\Delta C_y$ <b>B6</b>	$\Delta C_y$ <b>B7</b>	$\Delta C_y$ <b>B8</b>
0	5,31463E-4	0,0664	0,07762	0,24686	0,28195	0,35092	0,46715	0,61143	0,75067
5	0,00195	0,08098	0,10001	0,3134	0,38828	0,50721	0,63167	0,77401	0,96307
10	-0,0018	0,08223	0,11802	0,35986	0,47183	0,61214	0,75346	0,93326	1,12493
15	-0,01196	0,0817	0,26727	0,38206	0,5064	0,64878	0,82274	1,01149	1,22376
20	-0,017	0,0617	0,07	0,3853	0,521	0,669	0,849	1,052	1,2593

Рис. 11. Зависимость  $\Delta C_{y_{МКЭ SST}}^{ПВМ} = f(\alpha)$ 

$V = 50 \text{ м/с}; Re = 1,215 \cdot 10^6; M = 0,147; H = 0 \text{ СА};$

1 –  $B = 1$ ; 2 –  $B = 2$ ; 3 –  $B = 3$ ; 4 –  $B = 4$ ; 5 –  $B = 5$ ; 6 –  $B = 6$ ;

7 –  $B = 7$ ; 8 –  $B = 8$ .

Рис. 12. Зависимость  $\Delta C_{y_{МКЭ SST}}^{ПВМ} = f(B)$ 

1 –  $\alpha = 0$ ;

$$C_Y = 0,0052 + 0,04366 * B + 0,00605 * B^2$$

2 –  $\alpha = 5$ ;

$$C_Y = -0,00596 + 0,07261 * B + 0,00588 * B^2$$

3 –  $\alpha = 10$ ;

$$C_Y = -0,02053 + 0,09436 * B + 0,00609 * B^2$$

4 –  $\alpha = 15$ ;

$$C_Y = -0,00667 + 0,10672 * B + 0,00564 * B^2$$

5 –  $\alpha = 20$ ;

$$C_Y = -0,05272 + 0,10568 * B + 0,00745 * B^2$$

## Выводы

Анализ представленных зависимостей позволяет сделать следующие выводы:

- несущие свойства ЗПК при равной омываемой потоком площади, то есть равном профилем сопротивления, и отсутствии влияния воздушного винта практически идентичны;
- при работающем воздушном винте ЗПК моделирование обтекания выбранными численными методами определило существенное увеличение несущих свойств компоновки, обусловленное положительной интерференцией воздушного винта с верхней поверхностью ЗПК, позволяющее более чем в 3 раза увеличить максимальные несущие свойства исследуемой компоновки;
- при этом имеет место различное определение влияния струи при использовании различных численных методов. Так, при  $B = 8$  расхождение в значении коэффициента подъемной силы  $\Delta C_{y_{МКЭСТ}}^{ПВМ}$  при угле атаки  $\alpha = 20^\circ$  составляет  $\Delta C_{y_{МКЭСТ}}^{ПВМ} = 1,2593$ , что позволяет сделать вывод о необходимости проведения дальнейших исследований;
- при увеличении угла атаки исследуемой комбинации зависимости коэффициента подъемной силы ЗПК от коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь смещаются вверх практически эквидистантно, что свидетельствует о том, что вихревая система ЗПК и относительное распределение циркуляции скорости от режима работы двигателя практически не зависят.

В дальнейшей работе предполагается выполнить исследование эффекта влияния струи работающего винта с помощью летного эксперимента на летающей модели.

## Список использованной литературы

1. *Рахмати А.* Расчетная оценка аэродинамических характеристик БпЛА с вертикальным взлетом / А. Рахмати, Д. Н. Зинченко. // Сборник научных трудов Харьковского университета воздушных сил. Выпуск 4(33). – 2012. С. 37–43.
2. *Рахмати А.* Расчет аэродинамических характеристик гибридной аэро-статических ЛА / А. Рахмати, Д. Н. Зинченко. // Сборник научно-технический НТУУ "КПИ" «Механика гироскопических систем» выпуск № 27. – 2014. – С. 102–111.
3. *Рахмати А.* Ожидаемое улучшение эксплуатационных характеристик ЛА с крыло малого удлинения в несущих свойствах / А. Рахмати, Д. Н. Зинченко. // Сборник научно-технический НТУУ "КПИ" «Механика гироскопических систем» выпуск № 28. – 2014. С. 117–125.

4. *Рахмати А.* Расчетная оценка аэродинамических характеристик замкнутой несущей поверхности методом конечных элементов / Ахмад Рахмати // Сборник научно-технический НТУУ "КПИ" «Механика гидроскопических систем» выпуск № 29. – 2015. С. 76–84.
5. *Ahmad Rahmati.* Experimental study of aerodynamic characteristics of closed parabolic wing / Ahmad Rahmati, D. N. Zinchenko. // International Collection of scientific proceedings «European Cooperation» – Warsaw, Poland. Vol 7, № 14. – 2016. – P. 62–71.
6. *Maxwell Blair,* Jonon Robinson, William A. "A joined-wing flight experiment, AFRL–RB–WP–TR–2008.
7. *Ferziger J. H.,* Peric M. Computational methods fluid dynamics. // Springer, 2001.
8. *Глушков Н. Н.* Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов / Н. Н. Глушков, Ю. Л. Инешин, Ю. Н. Свириденко // Учебные записки ЦАГИ, № 1, Том XX.–1989– С. 23–28.
9. *Белоцерковский С. М.* Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей / С. М. Белоцерковский, А. С. Гиневский / М.: Физматлит, 1995 г. 365 с.