

## ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТСЕКА КРЫЛА ЧИСЛЕННЫМ МЕТОДОМ С УЧЕТОМ ВЯЗКОСТИ

### Вступление

Требования к аэродинамическим характеристикам летательных аппаратов (далее ЛА) постоянно повышаются, что делает задачу улучшения аэродинамических характеристик крыловых профилей несущих поверхностей все более актуальной и злободневной. В связи с этим дальнейшие исследования в этой области должны быть направлены на создание специализированных аэродинамических профилей с заданными для выполнения конкретных задач, улучшенными аэродинамическими характеристиками. Выполнение этой задачи тесно связано с использованием численных методов, основанных на решении уравнений Навье-Стокса с моделированием условий, которые влияют на движение ЛА в реальной среде.

### Постановка задачи

Провести численные исследования и определить основные аэродинамические характеристики модифицированного крылового профиля на основе профиля D-2 с максимальной относительной толщиной до 30%; а так же изыскать способы устранения отрыва потока на секции крыла с профилем P-III-15% на больших углах атаки.

### Основные результаты исследования

Для решения поставленных задач использовалась расчетная программа «*FLOWORKS*» – новое поколение CFD-программ, предназначенное для моделирования процесса динамического движения среды. В этой программе используется численное решение уравнений Навье-Стокса с моделированием условий, влияющих на движение ЛА в реальной среде.

Результаты исследований сравниваются с результатами, полученными в работах [1], [2].

Для подтверждения сходимости результатов численного с физическим экспериментом была решена тестовая задача в пакете «*FLOWORKS*».

На первом этапе проводился расчет секции крыла, с профилем  $D-2$ , имеющим максимальную относительную толщину  $\bar{c} = 20\%$  (рис. 1) и сравнение его характеристик с данными, приведенными в работе [1].

Результаты решения тестовой задачи приведены на рис. 2 – рис. 5 и в табл. 1.



Рис. 1. Аэродинамический профиль  $D-2$

Таблица 1.

Параметр	$c_{x0}$	$\alpha_0$	$Re$	$c_{унаив.}$	$c_{m0}$
расч.	0.009	$3.6^\circ$	$1.7 \times 10^6$	0.39	0
теор.	0.01	$3.3^\circ$	$1.7 \times 10^6$	0.4	0

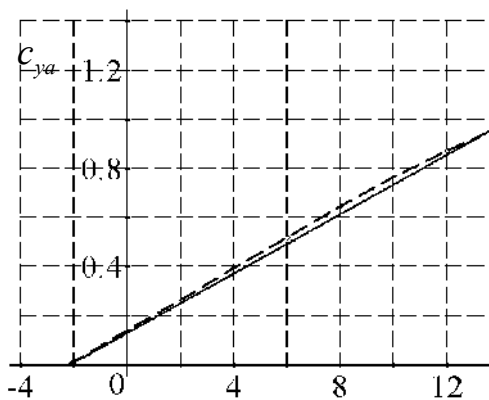


Рис. 2. Зависимость  $c_y = f(\alpha)$

..... теоретические данные  
 — расчетные данные

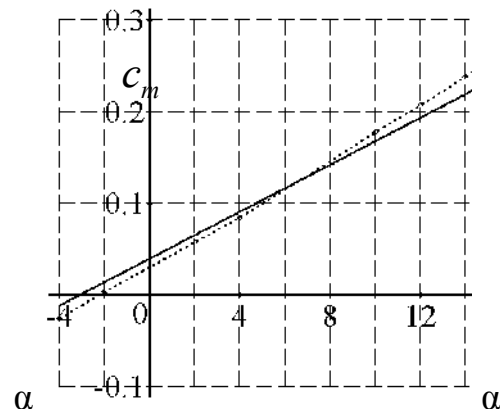


Рис. 3. Зависимость  $c_m = f(\alpha)$

..... теоретические данные  
 — расчетные данные

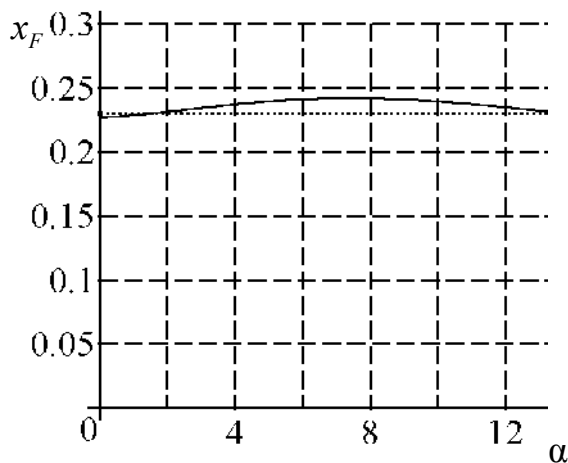


Рис. 4. Зависимость  $\bar{x}_F = f(\alpha)$

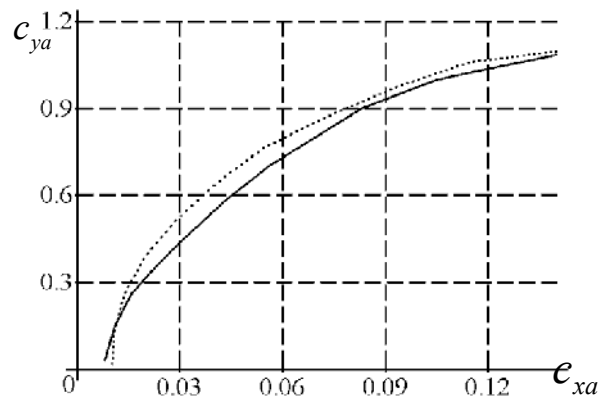


Рис. 5. Зависимость  $c_x = f(c_y)$

..... теоретические данные  
 ——— расчетные данные

..... теоретические данные  
 ——— расчетные данные

Анализ приведенных зависимостей показал, что результаты сравнения полученных результатов с экспериментальными аэродинамическими характеристиками секции крыла с профилем **D-2** [2] имеют хорошую сходимость.

На рис. 6 показана картина обтекания сечения крыла на наивыгоднейшем угле атаки ( $\alpha_{нв} = 3^\circ$ ).

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что для решения поставленных задач использование пакета «**FLOWORKS**» *целесообразно*.

### Определение аэродинамических характеристик секции крыла с профилем **D-2-30%**

На втором этапе проводился расчет аэродинамических характеристик секции крыла с удлинением  $\lambda = 5$  с профилем **D-2-30%**.

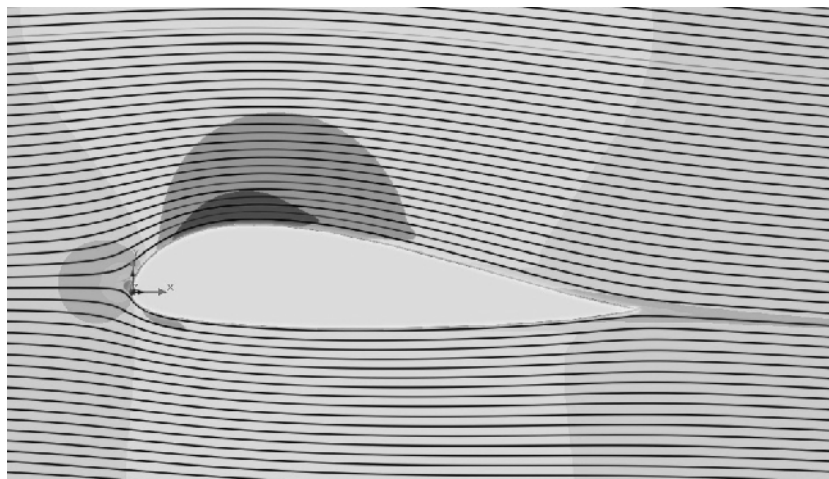


Рис. 6. Картина обтекания потоком секции крыла ( $\alpha_{нв} = 3^\circ$ )

Результаты расчетов приведены в табл. 2 и показаны в виде графических зависимостей на рис. 7 - рис. 10.

**Таблица 2**

Параметр	$c_{x0}$	$\alpha_0$	$Re$	$c_{m0}$	$c_{унаив.}$
<i>расч.</i>	0.0086	$3.5^\circ$	$1.6 \times 10^6$	0	0.37

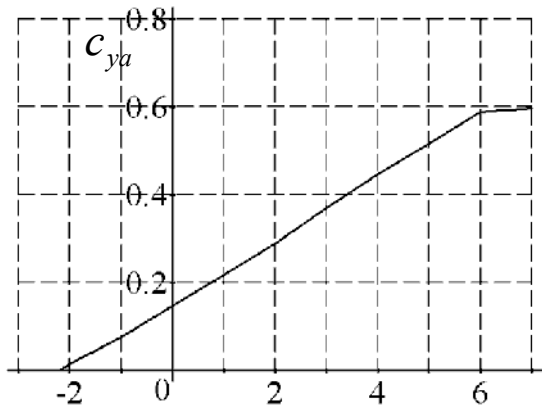


Рис. 7. Зависимость  $c_y = f(\alpha)$

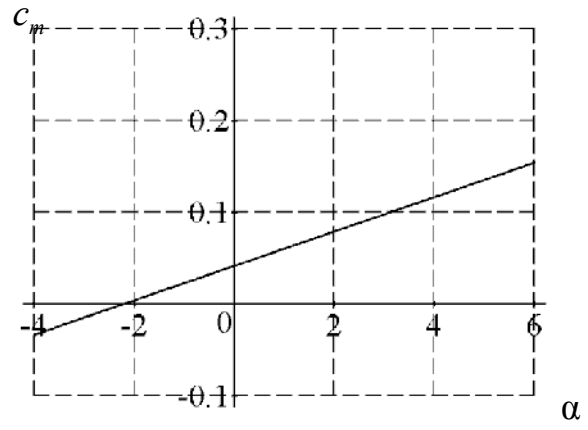


Рис. 8. График качества 30% D-2

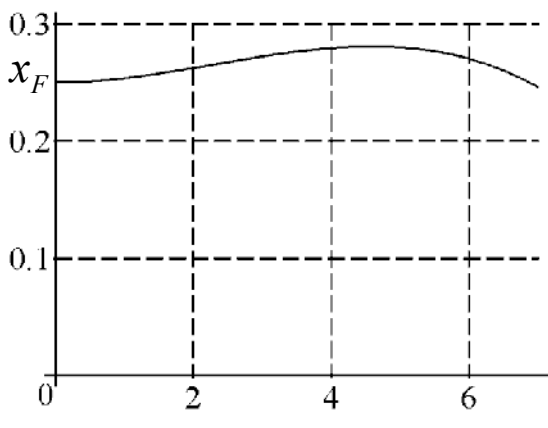


Рис. 9. График положения аэродинамического фокуса

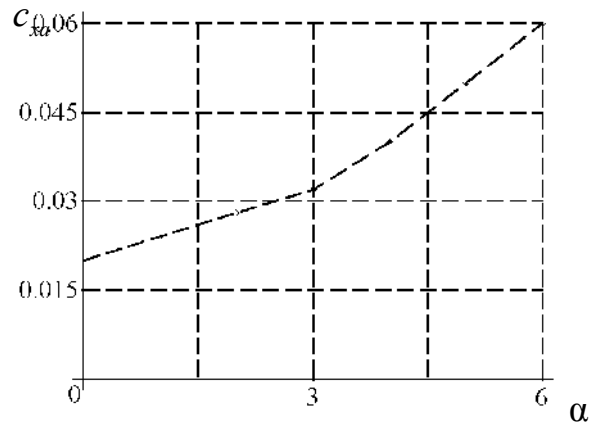


Рис. 10. Зависимость  $c_{xa} = f(\alpha)$

На рис. 11 показана картина обтекания крыла при угле атаки  $3^\circ$ . В дальнейшем, для улучшения аэродинамических и аэростатических характеристик ЛА, набранного из 30% профилей D-2, требуется проведение более глубоких исследований по улучшению его характеристик.

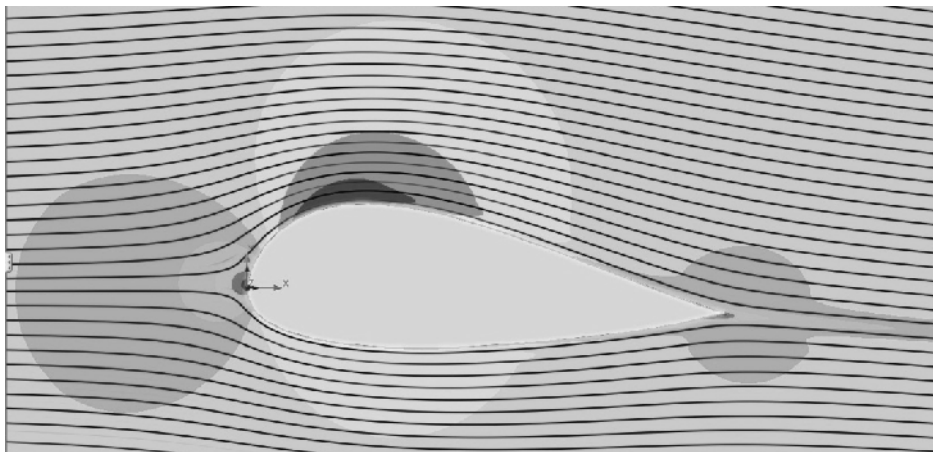


Рис. 11. Картина обтекания потоком сечения крыла ( $\alpha_{нев} = 3^\circ$ )

## Определение аэродинамических характеристик секции крыла с вихрегенераторами

Проблемой оптимизации геометрии крыла, особенно вопросами, касающимися уменьшением индуктивной составляющей скорости, занимались как отечественные, так и иностранные ученые. Чаще всего рекомендуется использовать вихрегенераторы и концевые аэродинамические поверхности (КАПы).

В известных научно-технических источниках отсутствуют указания по поводу использования вихрегенераторов в виде волнообразного наплыва на передней кромке, но ближайшим аналогом будем считать работу [8], в ходе исследования которой в аэродинамической трубе были проведены исследования модели отсека крыла с установленными на передней кромке вихрегенераторами.

В работе [8] экспериментально были получены аэродинамические характеристики модели крыла с вихрегенераторами.

Проведем исследования классического крыла и крыла с вихрегенератором с помощью программного пакета «*FLOWORKS*».

Был исследован отсек крыла с вихрегенераторами на передней кромке с использованием аэродинамического профиля P-III-15% (рис. 12)

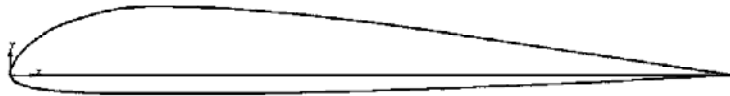


Рис. 12. Аэродинамический профиль P-III-15

Модели отличаются геометрией вихрегенератора и выбором аэродинамического профиля, из которого была набрана секция крыла рис. 13 - рис. 14.

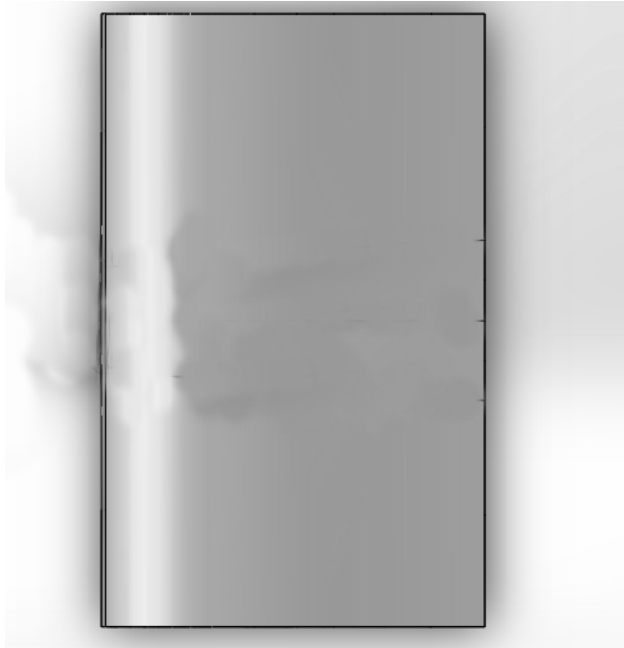


Рис. 13. Отсек крыла без вихрегенератора,  $\lambda=5$

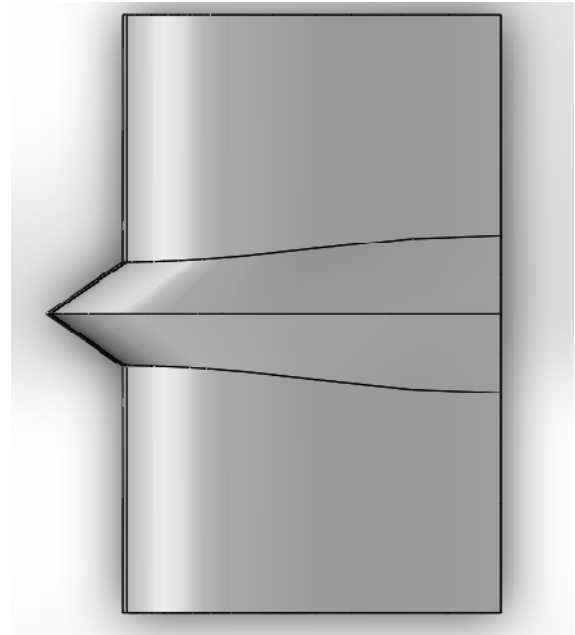


Рис. 14. Отсек крыла с вихрегенератором,  $\lambda=5$

Выбранная форма вихрегенераторов дает качественную картину обтекания.

На рис. 15 - рис. 16 показаны результаты исследования основных аэродинамических характеристик отсека крыла с вихрегенераторами и без них, которые были получены численным методом.

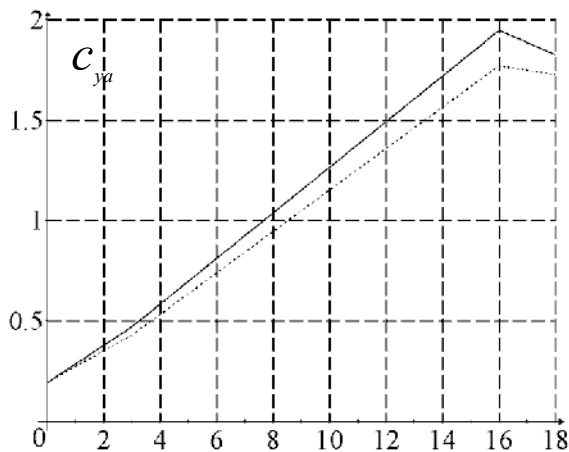


Рис. 15. Зависимость  $c_{ya}=f(\alpha)$   
 ..... крыло без вихрегенераторов  
 — крыло с вихрегенераторами

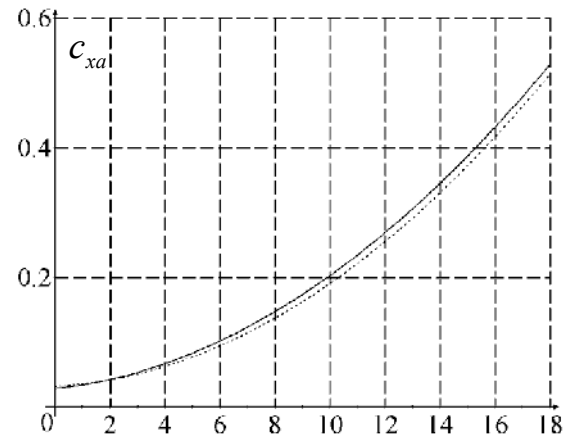


Рис. 16. Зависимость  $c_{xa1}=f(\alpha)$   
 ..... крыло без вихрегенераторов  
 — крыло с вихрегенераторами

Как видно из рисунков, при малых углах атаки лобовое сопротивление крыла с вихрегенераторами меньше на 9%, но при дальнейшем увеличении угла атаки становится на 3% больше, чем у

классического крыла, при значительном возрастании подъемной силы; сама подъемная сила при использовании вихрегенераторов возрастает на 10% по сравнению с крылом классической формы. Столь малые значения объясняются тем, что в работе рассматривался один сегмент крыла.

Использование вихрегенераторов неклассической формы на крыле обеспечивает значительное увеличение подъемной силы, при небольшом повышении лобового сопротивления, а так же можно наблюдать явление исчезновения скачка давления.

Использование вихрегенераторов позволило эффективно бороться с вихрями, а так же увеличить производную  $c_y^\alpha$ , характеризующую несущие свойства крыла (рис 17 – рис 18).

Дальнейшие исследования будут направлены на оптимизацию геометрии вихрегенераторов и их количества.

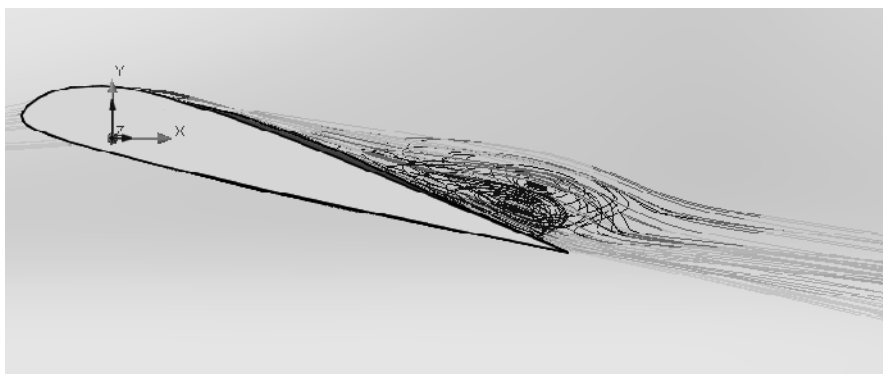


Рис. 17. Модель обтекания крыла без вихрегенератора

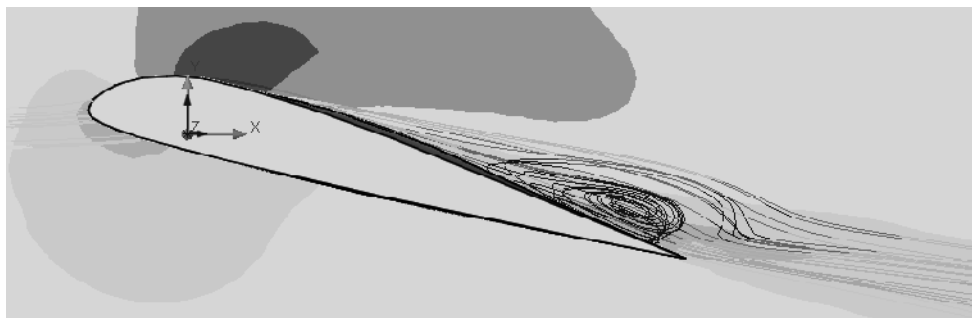


Рис. 18. Модель обтекания крыла с вихрегенератором

На рис. 19 – рис. 20 можно наблюдать как качественно меняется картина обтекания в зависимости от выбранной конфигурации крыла. Так же можно наблюдать смещение точки отрыва потока в образце с установленным вихрегенератором.

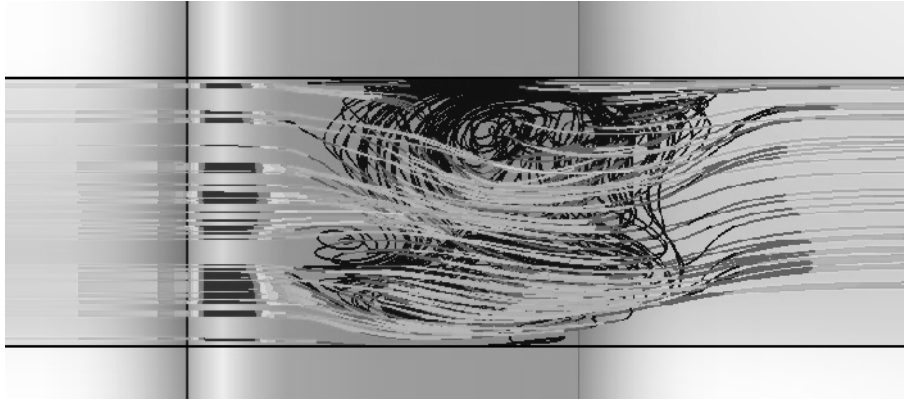


Рис. 19. Визуализация обтекания модели крыла с вихрегенератором воздушным потоком в пакете *FLOWORKS*

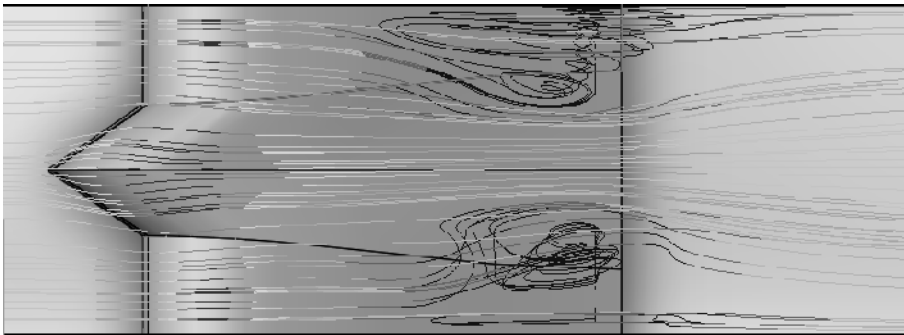


Рис. 20. Визуализация обтекания модели крыла с вихрегенератором воздушным потоком в пакете *FLOWORKS*

## **Выводы**

Были решены задачи с использованием расчетной программы «*FLOWORKS*», показавшей удовлетворительную сходимость в тестовом расчете с результатами параметрических данных.

Решение численной задачи по определению основных аэродинамических характеристик крыла на основе профиля *D-2* с максимальной относительной толщиной 30% выявило ряд преимуществ, таких как смещение аэродинамического фокуса к 30% от носка крыла, увеличение площади самого профиля, соответственно, и доли наполняемого подъемного газа. В дальнейшем планируется совершенствовать данный профиль для проектирования ЛА с аэростатической поддержкой с помощью расчетной программы «*FLOWORKS*».

Были получены основные аэродинамические характеристики, из анализа которых можно сделать вывод о целесообразности использования крыла с вихрегенераторами по передней кромке. Уже в первом приближение видно, что вихрегенераторы, неклассической формы, установленные на передней кромке крыла обеспечивают значительное увеличение подъемной силы, при небольшом повышении лобового сопротивления.



Дальнейшие исследования будут направлены на оптимизацию геометрии вихрегенераторов и их количества, а так же на борьбу со срывом потока на больших углах атаки и малых  $Re$ .

### Список использованных источников

1. Ушаков Б. А. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев // Б. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков, А. Н. Гржегоржевский/ – ЦАГИ, 1940. – 339 с.
2. Кашафутдинов С. Т. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. // С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лушин/ – Новосибирск 1994. – 80 с.
3. Броуде Б.Г. Воздухоплавательные летательные аппараты // Б. Г. Броуде/ – М.: Машиностроение 1976. –137 с.
4. Лемко О. Л. Аэродинамика и устойчивость летательных аппаратов схемы «Летающее крыло». Киев, НТУУ «КПИ» 2011. – 321 с. ISBN 9789666224142.
5. Лемко О. Л. Методика параметрических исследований расчетной модели первого приближения летательного аппарата с аэростатической поддержкой // О. Л. Лемко, И. В. Король /- Информационные системы, механика и управления Київ, НТУУ «КПИ» 2013 – 162 с.
6. Лемко О. Л. Електронне навчальне видання «Аеродинамічні характеристики транспортних літаків та їх розрахунок» // О. Л. Лемко / Київ: НТУУ «КПИ», 2012, 75 с. Режим доступу <http://library.kpi.ua:8080/handle/123456789/2215>.
7. Щербонос А. Г. Экспериментальное исследование крыла с генераторами вихрей // А. Г. Щербонос, Е. П. Ударцев/ – Харьков: ХАИ, 2009, с. 194-201.