

2. *Луковский И. А.* Введение в нелинейную динамику твердого тела с полостями, содержащими жидкость // И. А. Луковский/ – Киев: Наук. думка, 1990. – 295 с.
3. *Микишев Г. Н.* Динамика твердого тела с полостями, частично заполненными жидкостью // Г. Н. Микишев, Б. И. Рабинович / М.: Машиностроение, 1968. – 532 с.
4. *Нариманов Г. С.* Нелинейная динамика летательного аппарата с жидкостью // Г. С. Нариманов, Л. В. Докучаев, И. А. Луковский / М., Машиностроение, 1977. – 208 с.
5. *Faltinsen O. M.* Transient and steady-state amplitudes of resonant three-dimensional sloshing in a square base tank with a finite fluid depth // O. M. Faltinsen, O. F. Rognebakke, A. N. Timokha/ Physics of fluids 18. – 2006. – 14 p.
6. *Ibrahim R. A.* Liquid sloshing dynamics: theory and applications // R. A. Ibrahim / Cambridge University Press. – 2005. – 950 p.
7. *Limarchenko O. S.* Peculiarities of application of perturbation techniques in problems of nonlinear oscillations of liquid with a free surface in cavities of non-cylindrical shape // O. S. Limarchenko / Ukrainian Mathematical Journal, 2007, Vol. 59, No. 1, P. 44-70.
8. *Pal P.* Sloshing of liquid in partially filled container – an experimental study // P. Pal/ International Journal of Recent Trends in Engineering, 2009, Vol. 1, No. 6, P. 1–5.

УДК 629.7.021

И. В. Король, А. Д. Молодчик

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 Р-III-15% на больших углах атаки.

Основные результаты исследования

Для решения поставленных задач использовалась расчетная программа «**FLOWWORKS**» – 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 «**FLOWWORKS**».

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].

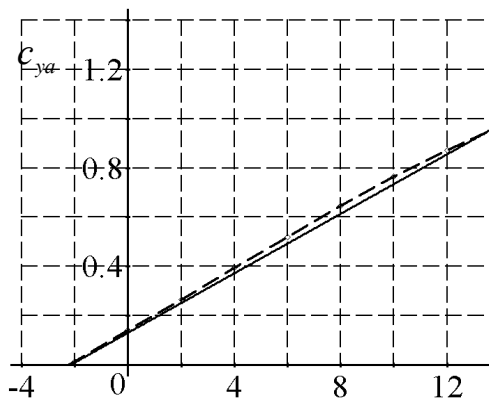
Результаты решения тестовой задачи приведены на рис. 2 – рис. 5 и в табл. 1.



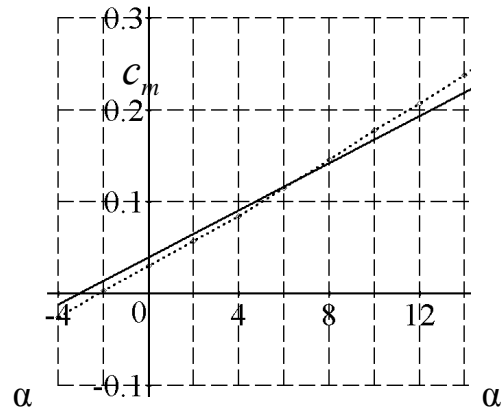
Рис. 1. Аэродинамический профиль D-2

Таблица 1.

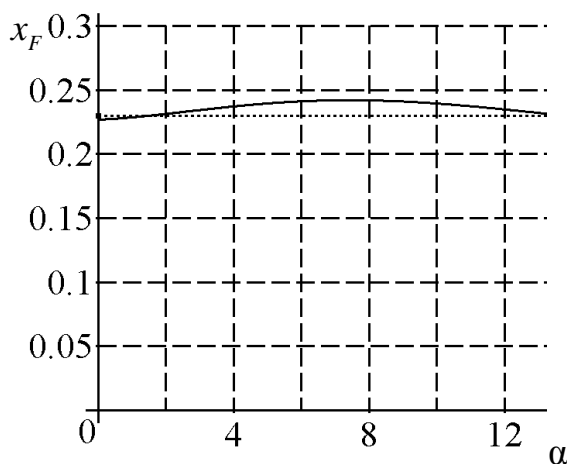
Параметр	c_{x0}	α_0	Re	$c_{унаив.}$	c_{m0}
<i>расч.</i>	0.009	3.6°	1.7×10^6	0.39	0
<i>теор.</i>	0.01	3.3°	1.7×10^6	0.4	0

Рис. 2. Зависимость $c_y = f(\alpha)$

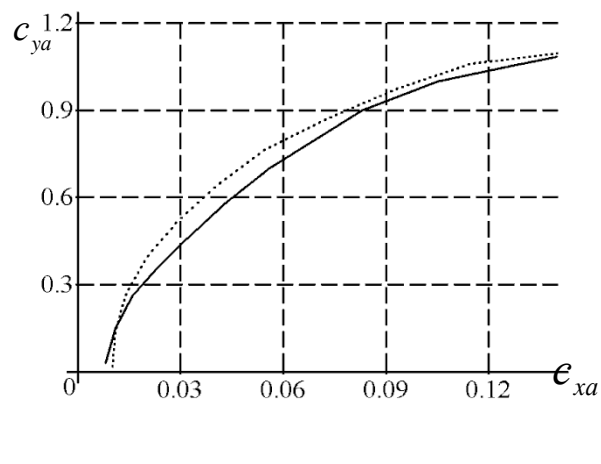
..... теоретические данные
 — расчетные данные

Рис. 3. Зависимость $c_m = f(\alpha)$

..... теоретические данные
 — расчетные данные

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

..... теоретические данные
 — расчетные данные

Рис. 5. Зависимость $c_x = f(c_y)$

..... теоретические данные
 — расчетные данные

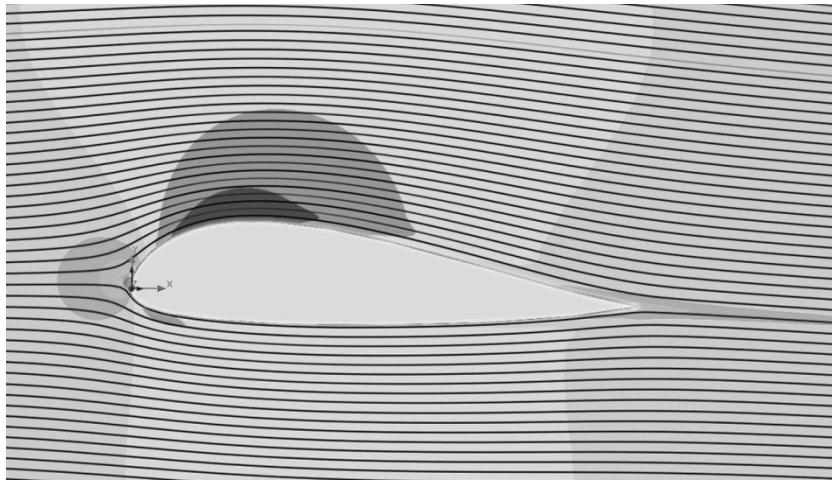
Анализ приведенных зависимостей показал, что результаты сравнения полученных результатов с экспериментальными аэродинамическими характеристиками сечения крыла с профилем *D-2* [2] имеют хорошую сходимость.

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 «*FLOWWORKS*» целесообразно.

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

На втором этапе проводился расчет аэродинамических характеристик сечения 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}	α_0	Re	c_{m0}	$c_{унаив.}$
расч.	0.0086	3.5°	1.6×10^6	0	0.37

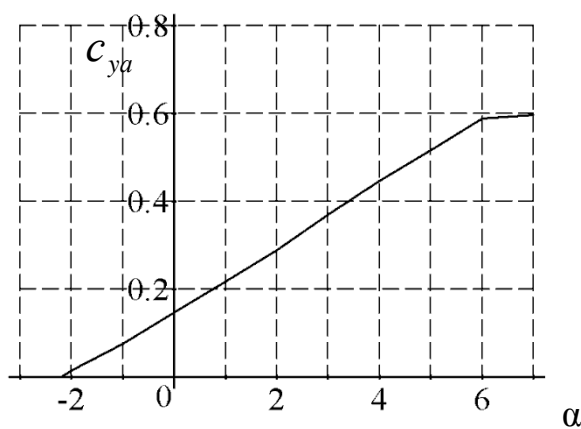
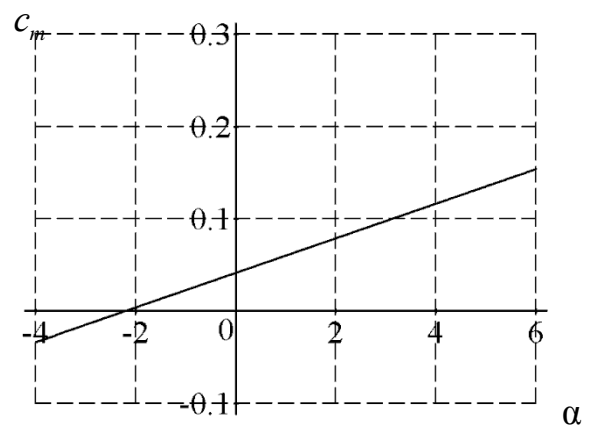
Рис. 7. Зависимость $c_y = f(\alpha)$ 

Рис. 8. График качества 30% D-2

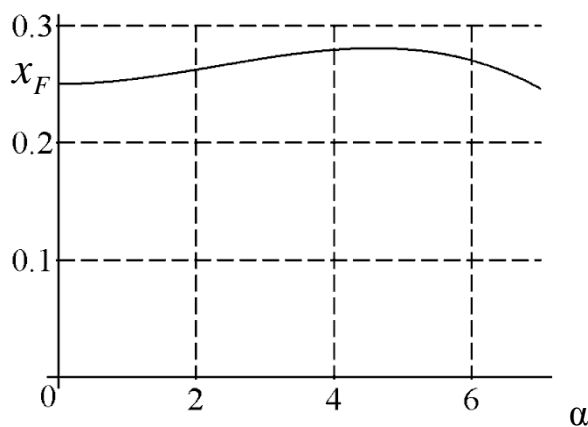
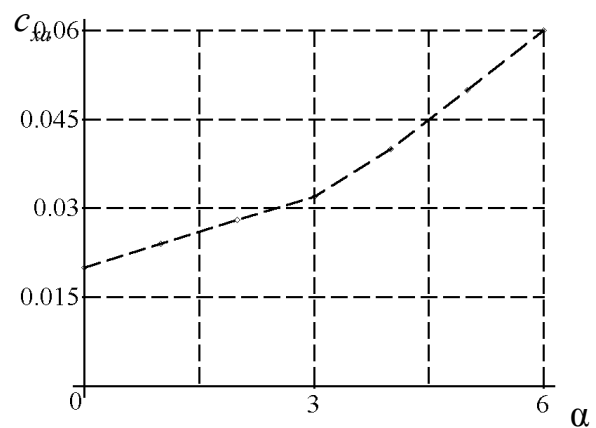


Рис. 9. График положения аэродинамического фокуса

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

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

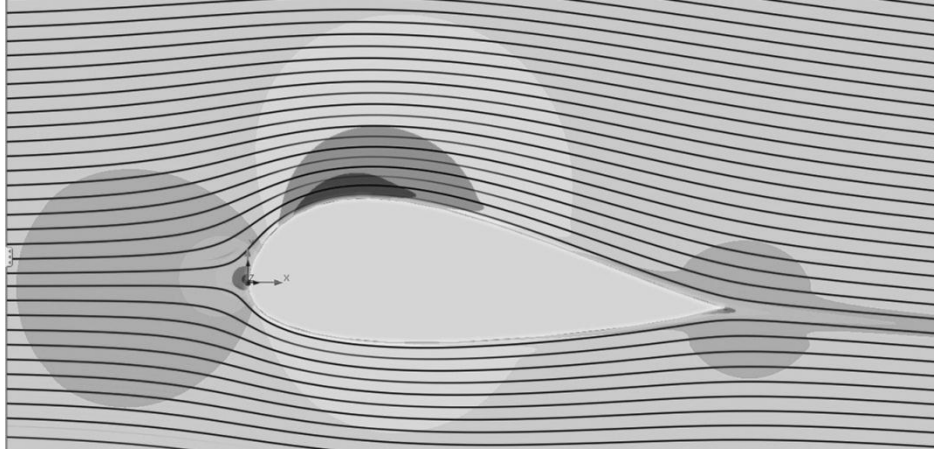


Рис. 11. Картина обтекания потоком секции крѣла ($\alpha_{нв} = 3^\circ$)

Определение аэродинамических характеристик секции крѣла с вихрегенераторами

Проблемой оптимизации геометрии крѣла, 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 крѣла с установленными на передней кромке вихрегенераторами.

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

Проведем исследования классического крѣла и крѣла с вихрегенератором с помощью программного пакета «*FLOWWORKS*».

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

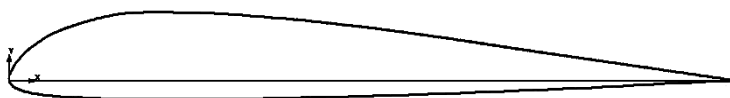


Рис. 12. Аэродинамический профиль *P-III-15*

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

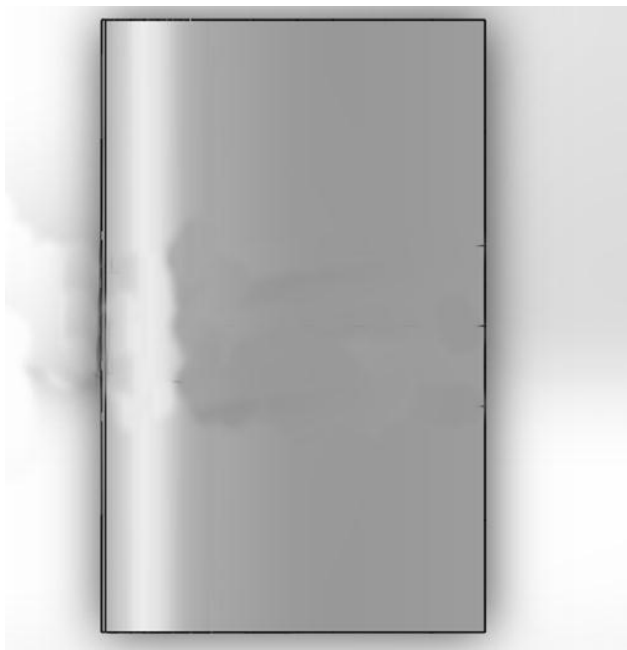


Рис. 13. Отсек крыла без вихрегенератора, $\lambda=5$

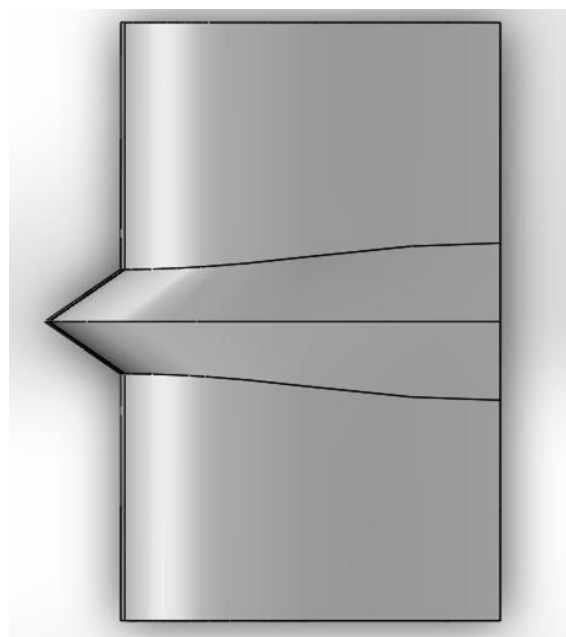


Рис. 14. Отсек крыла с вихрегенератором, $\lambda=5$

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.

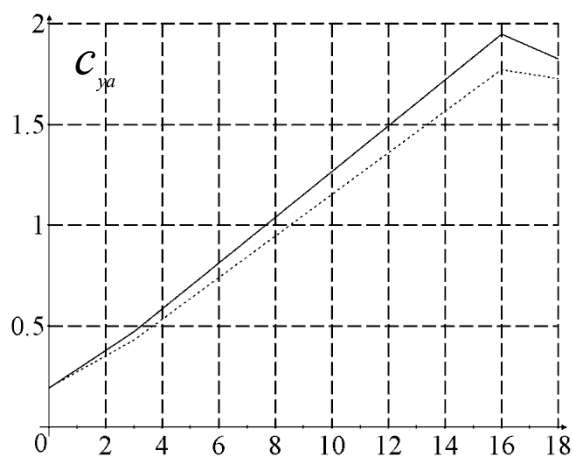


Рис. 15. Зависимость $c_{ya}=f(\alpha)$
 крыло без вихрегенераторов
 — крыло с вихрегенераторами

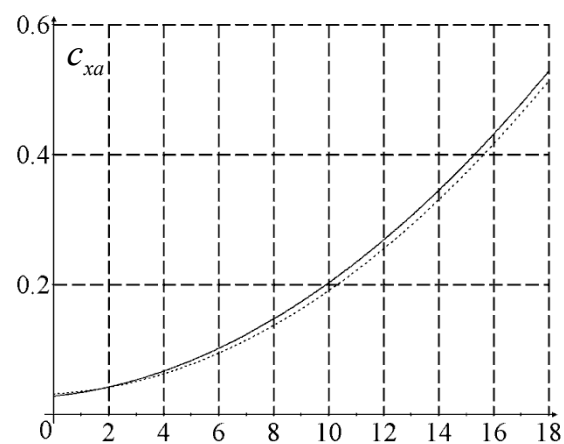


Рис. 16. Зависимость $c_{xa}=f(\alpha)$
 крыло без вихрегенераторов
 — крыло с вихрегенераторами

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^α , характеризующую несущие свойства крыла (рис 17 – рис 18).

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

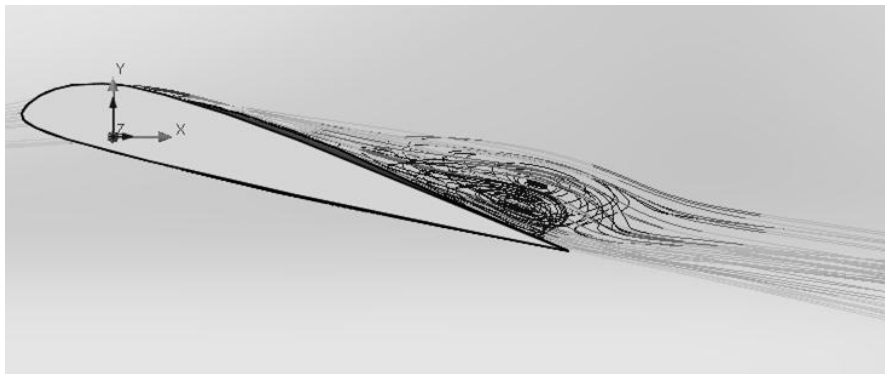


Рис. 17. Модель обтекания крыла без вихрегенератора

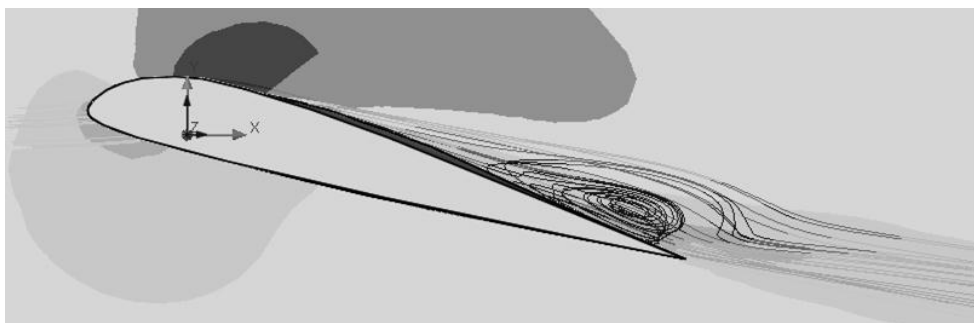


Рис. 18. Модель обтекания крыла с вихрегенератором

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.

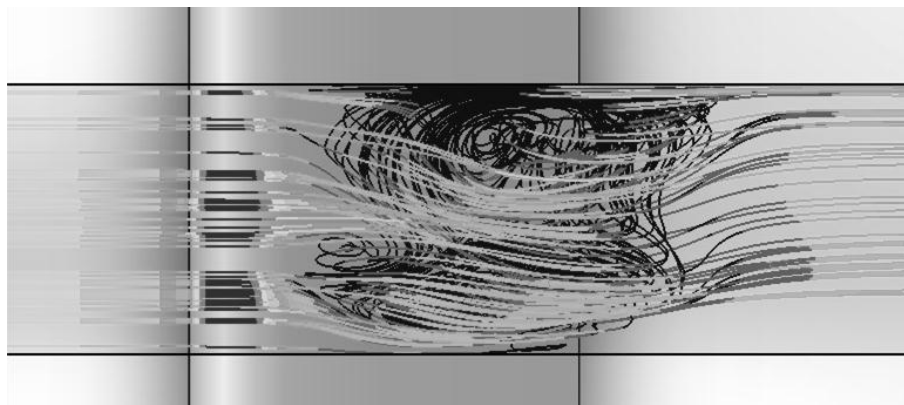


Рис. 19. Визуализация обтекания модели крыла с вихрегенератором воздушным потоком в пакете *FLOWWORKS*

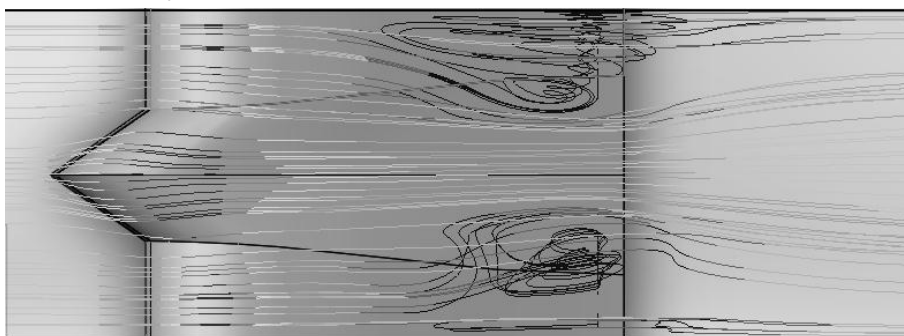


Рис. 20. Визуализация обтекания модели крыла с вихрегенератором воздушным потоком в пакете *FLOWWORKS*

Выводы

Были решены задачи с использованием расчетной программы «*FLOWWORKS*», 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 «*FLOWWORKS*».

Были получены основные аэродинамические характеристики, из анализа которых можно сделать вывод о целесообразности использования крыла с вихрегенераторами по передней кромке. Уже в первом приближении 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.

УДК 629.7.015

А. Г. Казак, Р. В. Карнаушенко, О. П. Мариношенко

ІДЕНТИФІКАЦІЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ БОКОВОГО РУХУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Вступ

Важливою вимогою при розробці автопілотів є забезпечення високих динамічних властивостей при істотній параметричній невизначеності. Адаптивне керування є одним з основних методів вирішення таких проблем як точне і швидко визначення поточних параметрів під час польоту.

Задачі керування літальним апаратом (ЛА) в широких діапазонах зміни кутів атаки, ковзання, кутових швидкостей потребують ідентифікації у широкому діапазоні, в якому сили та моменти є суттєво нелінійними фу-