

ЗМІСТ

ВСТУП.....	7
1 АНАЛІЗ ВИКОРИСТАННЯ КРИЛ В ГІДРОАЕРОДИНАМІЧНИХ КОНСТРУКЦІЯХ	8
1.1. Використання крил в авіації та БПЛА.....	8
1.2. Використання крил у надводних та підводних суднах.....	14
1.3. Використання крил у водних видах спорту	19
2 ТЕОРЕТИЧНІ ПІДСТАВИ ДОСЛІДЖЕННЯ	21
2.1. Обтікання тіл повітряним потоком.....	21
2.2. Призначення крила та його геометричні характеристики.....	25
2.3. Лобовий опір крила.....	29
2.4. Аеродинамічна якість крила.....	29
2.5. Вплив кута атаки на аеродинамічну якість крила.....	30
3 МЕТОДИКА ПРОВЕДЕННЯ ДОСЛІДЖЕНЬ.....	32
3.1. Методика побудови профілю крила в CAD-модулі <i>SolidWorks</i>	32
3.2. Методика проведення експерименту в модулі <i>SolidWorks Flow Simulation</i>	35
3.2.1. Створення дослідження, задання вихідних умов.....	35
3.2.2. Постановка інженерної задачі, задання цілей дослідження	37
3.2.3. Отримання результатів аеродинамічного дослідження та їх обробка.....	37
3.2.4. Параметричне аеродинамічне дослідження	39
4 РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА ЇХ АНАЛІЗ.....	41
4.1. Результати визначення аеродинамічної якості крила профілю <i>NACA-0009</i>	41

4.2. Результати визначення аеродинамічної якості крила профілю <i>NACA M12 AIRFOIL</i>	43
4.3. Результати визначення аеродинамічної якості крила профілю <i>A18</i>	45
4.4. Результати визначення аеродинамічної якості крила профілю <i>FX 60-100 (126) AIRFOIL</i>	48
4.5. Узагальнені результати визначення аеродинамічної якості крил різних профілів	50

5 ОХОРОНА ПРАЦІ ТА БЕЗЕКА В НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ

5.1 Загальні положення.....	53
5.2 Вимоги безпеки перед початком роботи.....	57
5.3 Вимоги безпеки під час виконання роботи	57
5.4 Вимоги безпеки після закінчення роботи.....	59
5.5 Вимоги безпеки в аварійній ситуації	59

6 ВИСНОВКИ І ПРОПОЗИЦІЇ

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....

62

ВСТУП

Головним елементом гідроаеродинамічної конструкції є несуча поверхня (крило). Аеродинаміка крила, у свою чергу, значною мірою визначається формою профілю. Профіль крила – це форма поперечного перерізу крила, лопаті (пропелера, ротора або турбіни), вітрила або іншої гідроаеродинамічної конструкції.

Тіло у формі профілю крила, рухаючись у потоці газу чи рідини, створює підйомну силу, перпендикулярну до напрямку потоку (теорема Жуковського). Профілі для дозвукових швидкостей мають характерну форму із закругленою передньою та гострою задньою кромками, часто з асиметричною кривизною. Для надзвукових швидкостей обтікання профілі мають гострі кромки і малу відносну товщину (відношення товщини профілю до хорди, що виражається у відсотках). При дозвукових швидкостях обтікання основна частина підйомної сили створюється за рахунок розрідження (підсмоктування) над профілем, а при надзвукових швидкостях обтікання – переважно за рахунок підвищення тиску (підпора) під профілем. Така різниця у формах профілів обумовлена особливостями взаємодії потоку з поверхнею за різних швидкостей.

Аеродинаміка крила, своєю чергою, значною мірою визначається формою профілю. Тому кваліфікаційна робота присвячена дослідженню впливу форми профілю крила на його аеродинамічні характеристики.

Мета досліджень кваліфікаційної роботи – дослідити аеродинамічну якість крил різних профілів у середовищі системи автоматизованого проєктування *SolidWorks*.

Об'єкт досліджень – типи профілів крил: *NACA-0009*, *NACA M12 AIRFOIL*, *A-18*, *FX 60-100 (126) AIRFOIL*.

Предмет досліджень – залежності значень аеродинамічної якості профілів крил від типу профілю, швидкості руху та кута атаки крила.

1 АНАЛІЗ ВИКОРИСТАННЯ КРИЛ В ГІДРОАЕРОДИНАМІЧНИХ КОНСТРУКЦІЯХ

1.1. Використання крил в авіації та БПЛА

Крило літального апарата призначене для створення підйомної сили, необхідної для підтримки літального апарата в повітрі.

Спроби літати людина робила ще в глибоку давнину, про що розповідають літописи, що дійшли до нашого часу, та легенди. У більшості випадків винахідники намагалися зробити політ за допомогою крил, що махають, подібно птахам. Про можливість створення літальної машини з махаючим крилом писав ще у XIII столітті англійський вчений монах Р.Бекон.

Дослідженнями проблем польоту займався Леонардо да Вінчі (1452-1519 р.р.) Збереглися ескізи його проектів крильчастої машини, машини вертикального зльоту (праобраз вертольота), парашута.

На той час не було механічних двигунів, тому спроби польотів були засновані на використанні м'язової сили людини.

Сумніви щодо можливості такого польоту висловив у XVII столітті англійський механік Роберт Гук (1635-1703 р.р.), який зіставив відносну вагу м'язів людини та птахів. Гук вважав, що для польотів необхідно створити «штучні м'язи».

Деякими вченими в принципі відкидалася можливість літати на апаратах важче за повітря. Такій думці сприяли дослідження, проведені Ньютоном (1642-1727 рр.). Ньютон встановив залежність величини аеродинамічної сили від відносної швидкості руху. Однак у своїх дослідженнях він прийняв для розгляду неправильну модель повітря, нехтуючи його суцільністю, вважаючи його що складається з окремих частинок, не що впливають один на одного. При такому припущенні обтікання тіла з плавним гальмуванням потоку, що набігає, має місце насправді замінювалося миттєвим гальмуванням потоку на поверхні тіла. Тому у правильну за структурою формулу аеродинамічної сили, отриманої Ньютоном, вкралася помилка.

За формулою Ньютона аеродинамічна сила пропорційна квадрату синуса кута нахилу несучої поверхні до напрямку потоку повітря, в той час як насправді вона пропорційна синусу цього кута приблизно в першому ступені. За такої помилки аеродинамічна сила зменшується у кілька разів.

Перший літак був побудований наприкінці XIX століття у період з 1882 по 1884 р.р. винахідником А. Ф. Можайським (1825-1890р.р.).

Перший літак мав крило прямокутної форми площею 370м^2 , фюзеляж у вигляді човна, горизонтальне та вертикальне оперення, чотириколісне шасі, три повітряні гвинти – два штовхаючі (у задній кромці крила) і один тягнучий (спереду). Гвинти приводилися в обертання двома паровими машинами загальною потужністю 30 к.с. Загальна вага апарата складала 900 Н (рис. 1).

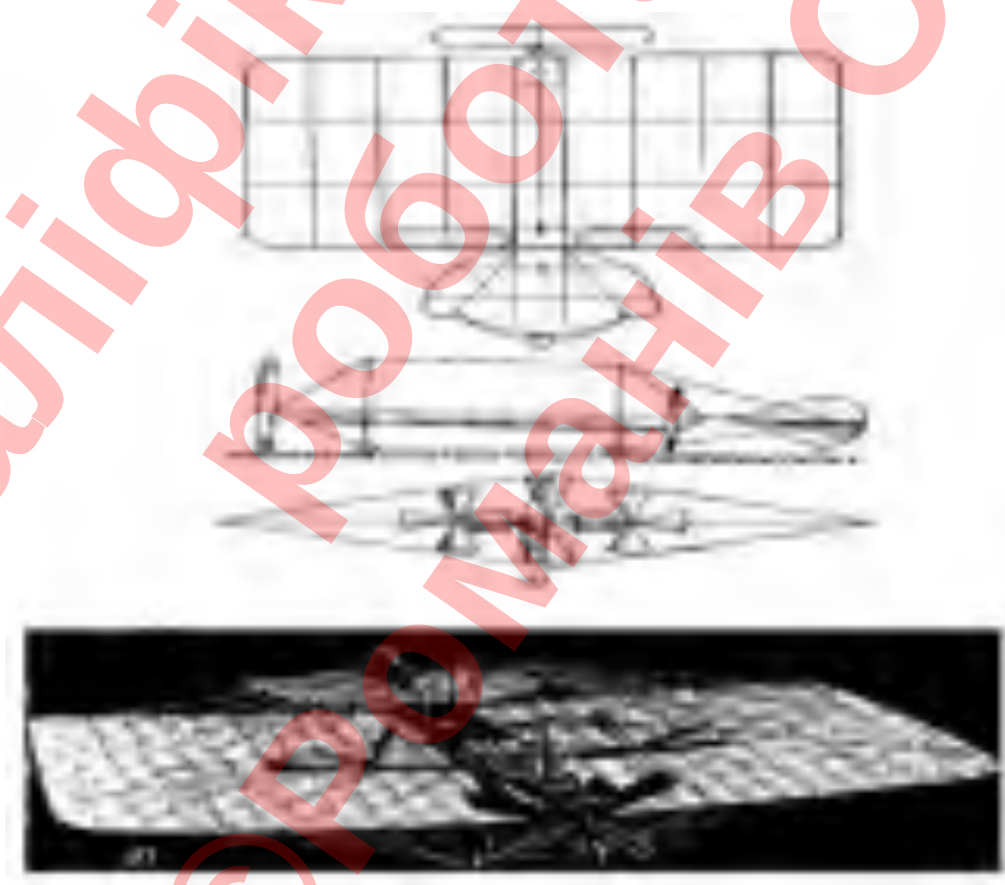


Рисунок 1.1 – Літак А. Ф. Можайського: а) кресленик літака (1881);
б) модель літака (1882-1884 р.р.)

Під час випробування літак відірвався від землі, потім почав кренитися і опустився. Під час спуску було пошкоджено крило. До кінця свого життя Можайському так і не вдалося закінчити роботи з удосконалення свого літака.

17 грудня 1903 р. ця дата вважається днем народження світової авіації, піднялися в повітря на створеному ними літаку американські винахідники брати Райт. Їхній літак мав два крила, розташованих одне під іншим, і винесене вперед оперення (рис. 2) [16-20].

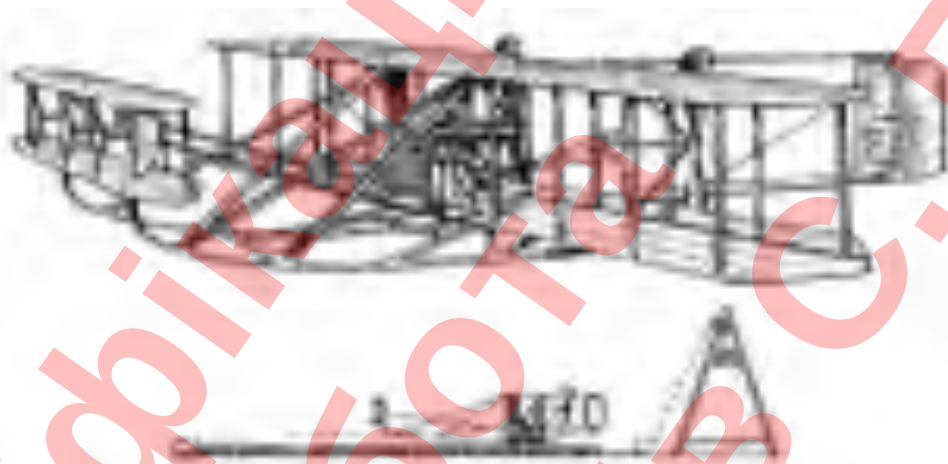


Рисунок 1.2 – Літак братів Райт

Повітряний гвинт штовхаючого типу приводився в обертання двигуном внутрішнього згоряння. Замість колісного шасі стояли полози, тому літак міг злетіти лише за допомогою спеціального катапультного пристрою. Схема літака братів Райт (біплан типу «качка») в подальшому не набула розвитку.

На літаку Можайського так само, як і на літаку братів Райт, по суті, ще не було такої великої деталі сучасної аеродинамічної схеми, як фюзеляж (корпус). Точніше він був, але лише у зародковому стані. На аеропланах початкового періоду (приблизно до 1905-1920 р.р.) кабіни льотчика найчастіше робилися відкритими, а хвостове оперення з'єднувалося з крилами легкої відкритої бакової ферми (рис. 3). Це полегшувало вагу та здешевлювало вартість будівництва літака. Лише з часом, коли швидкість і висота польоту значно зросли, виникла потреба в міцних фюзеляжах, що виконуються

спочатку у вигляді закритих коробок (рис. 4), а потім вже у вигляді тіл обертання, що добре обтічних.



Рисунок 1.3 – Біплан 1909 – 1915 р.р.



Рисунок 1.4 – Перший у світі важкий багатомоторний літак-біплан конструкції І. Сікорського



Рисунок 1.5 – Використання крил в сучасних літаках

Зі збільшенням вимог до швидкості, маневреності та ефективності літаків виникла потреба у міцніших матеріалах, ніж дерево та тканина перших машин. У 1930-ті роки на сцену виходить легкий, міцний і пластичний метал – алюміній, який тривалий час став основним і у військовій, і цивільній авіації.

У сучасному літаку на алюміній припадає близько 75-80% загальної маси, але поступово конкуренцію йому починають створювати більш сучасні композитні матеріали, розробка яких почалася після Другої світової війни. Композити забезпечують високу міцність за низької маси. Це дозволяє створювати крила, що мають високі аеродинамічні властивості.

Через колір вуглецевої тканини, що входить до складу багат шарових композитів, композитне крило називають «чорним».

Інженери постійно працюють над покращенням дизайну крила літака, щоб підвищити його ефективність. Сьогодні розробка крил, як і всього літака, ведеться в цифровому середовищі з використанням технологій предиктивної аналітики, віртуальної реальності та ін. Нові матеріали дозволяють створювати крила, які поєднують у собі легкість, міцність та високі аеродинамічні властивості [16-20].

Останні десятиліття продемонстрували бурхливий ріст авіаційних безпілотних технологій.

Сьогодні безпілотні літальні апарати (БПЛА) активно застосовуються у військовій та цивільній областях, вирішуючи найрізноманітніші завдання.

Першим БПЛА, який взяв участь у боях, був німецький ФАУ-1. Це була керована ракета з реактивним двигуном. Вона була оснащена автопілотом, до якого німецькі оператори вводили інформацію про майбутній політ. За роки Другої світової війни ця ракета виконала близько 20 тисяч бойових вильотів, завдаючи авіаудари по об'єктах Великобританії.

Приклади сучасних багатоцільових БПЛА США, Ізраїлю, Туреччини, Росії та України зображено на рис. 1.6.

БПЛА можуть виконувати як розвідувальні, і ударні функції; активно використовуються в ході військових конфліктів [16-20, 3].

Історія розвитку цивільних БПЛА нараховує набагато менше часу; перші цивільні БПЛА з'явилися лише 2000 року. Проте темпи зростання ринку цивільних БПЛА, комплектуючих та сервісів їм мають дуже високі показники.



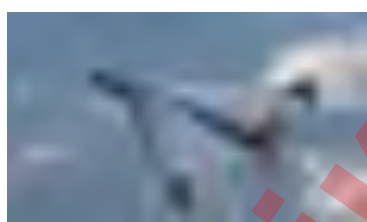
БПЛА Predator B (США)



БПЛА Heron TP (Ізраїль)



*БПЛА Bayraktar TB2
(Туреччина)*



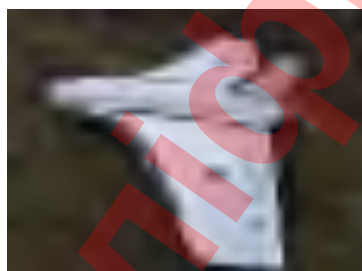
БПЛА Герань-2 (Росія)



БПЛА Ланцет (Росія)



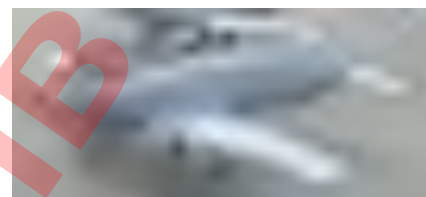
БПЛА Орлан (Росія)



БПЛА Гербера (Росія)



БПЛА RAM UAV (Україна)



БПЛА Бобер (Україна)



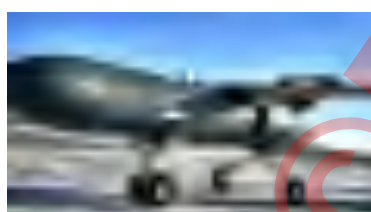
*БПЛА Protection 120
(Україна)*



БПЛА Фурія (Україна)



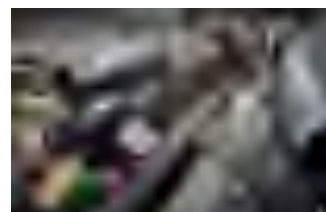
*БПЛА UJ-22 Airborne
(Україна)*



*Ракета-дрон «Палюниця»
(Україна)*



Ракета «Рута» (Україна)



*Ракета «Фламінго»
(Україна)*

Рисунок 1.6 – Використання крил в БПЛА та ракетній техніці

Цивільна сфера застосування БПЛА дуже широка. Галузі та споживачі також різні. Для систематизації призначень цивільних БПЛА можна виділити п'ять груп, що відрізняються типом виконуваних функцій: моніторинг, рекламно-розважальні, доставка вантажів, ретрансляція сигналів та керування поведінкою живих об'єктів.

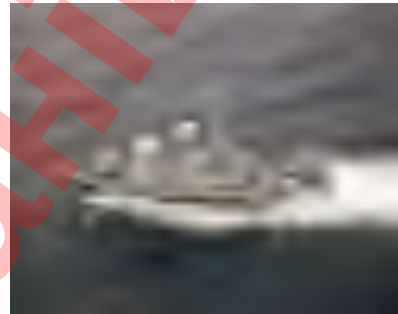
1.2. Використання крил у надводних та підводних суднах

Крила знайшли своє використання не лише в авіації, але й у судноплавстві. Судно на підводних крилах (СПК) – судно, що підтримується над водною поверхнею під час руху на експлуатаційному режимі гідродинамічними силами, що виникають на підводних крилах (рис. 1.7).

Підводні крила, що знаходяться під корпусом, створюють підйомну силу і частково або повністю піднімають корпус судна над поверхнею води, що призводить до значного зменшення опору руху і дозволяє розвивати швидкість, недосяжну для традиційних водоймних суден.



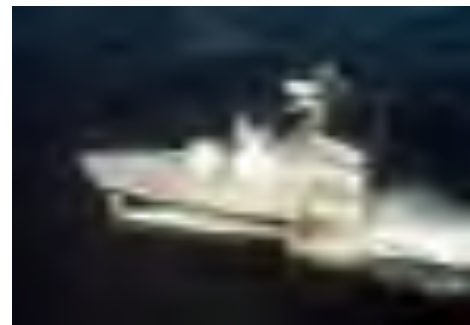
*Судно на підводних крилах «Karla»
(тип «Схід», виробництво України)
у Нідерландах*



*«Акіла», патрульний катер типу
Pegasus, США*



«Джетфойл» (Японія)



*Ракетний катер типу «Спарв'єро»
ВМС Італії*

Рисунок 1.7 – Використання крил в надводних суднах

На стоянці і під час руху з малою швидкістю судно на підводних крилах утримується на воді за рахунок сили Архімеда, як і звичайне судно. На високій швидкості за рахунок створюваної цими крилами підйомної сили судно піднімається над водою. При цьому значно зменшується площа контакту з водою, і, отже, гідродинамічний і лобовий опір води, що дозволяє розвивати більш високу швидкість.

Для СПК економічно доцільна швидкість руху обмежена величиною близько 100 км/год (у сучасних СПК військового призначення швидкість обмежена 180 км/год). Таке обмеження викликано проблемою кавітації підводного крила (кипіння води внаслідок зниження тиску в зоні обтікання крила), яка настає при швидкості 60-80 вузлів і різко знижує гідродинамічні характеристики. І хоча на створених суднах на малозанурених підводних крилах вдалося досягти швидкостей до 140 км/год при безкавітаційному обтіканні крила, СПК виявилися малоперспективними для подальшого підвищення швидкості.

Існує два типи підводних крил – частково занурене крило (або *U*-подібне крило) і повністю занурене крило (крило у формі перевернутої *T*) (рис. 1.8).

Судна з повністю зануреними крилами менш схильні до коливанню від хвиль, тому вони більш стабільні і комфортні, особливо при використанні на морі. Однак повністю занурені крила вимагають постійного керування, тому вони почали широко використовуватися з появою комп'ютерів. Зрозуміло, такі комп'ютери мають бути дуже надійними, оскільки у разі їхньої відмови судно впаде на воду і може навіть перевернутися.

Судна з повністю зануреними крилами з'явилися порівняно недавно, до цього використовувалися судна з *U*-подібними крилами, які не потребують постійного керування.

Зазвичай судна на підводних крилах мають два крила, які можуть бути по-різному розташовані відносно один одного та корпусу судна.

При так званому літаковому компонованні головне (більше) крило розташоване перед центром тяжіння судна, менше крило розташоване ззаду.

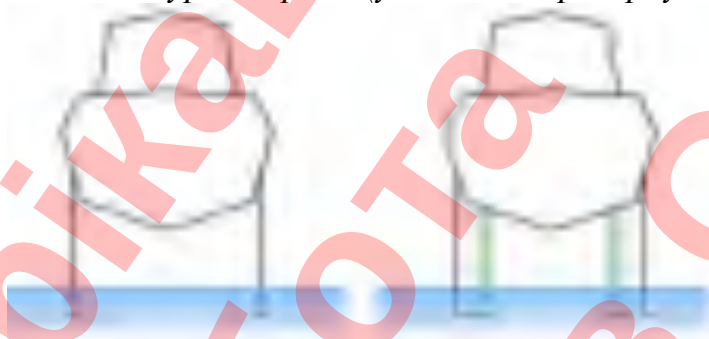
Частково занурене крило (U-подібне)



Вид спереду

Вид ззаду

Повністю занурене крило (у вигляді перевернутої T)



Вид спереду

Вид ззаду

Рисунок 1.8 – Типи підводних крил

У схемі «качка» менше крило розташоване перед основним крилом.

У тандемній схемі обидва крила мають однакову площу і розташовуються спереду та ззаду від центру тяжіння, на рівній від нього відстані.

Літакова схема та схема «качка» використовуються на малих суднах, тандемне компонування – на більших.

Управління підводними крилами здійснюється двома способами: шляхом зміни кута атаки (при цьому повертається все крило) або за допомогою закрилків.

Стан та деякі перспективи подальшого використання суден з динамічними принципами підтримки були розглянуті у цілій низці наукових

робіт. Що стосується підводних човнів, то публікації під заголовками, наприклад, «Підводний політ» і «У прірву на крилах» підштовхують пошукати відповідь на запитання «Навіщо підводному човну крила?»

У численних публікаціях описані проекти Грема Хокса, який є конструктором досить відомої техніки для виконання підводно-технічних робіт та давнім поборником застосування крил на підводних човнах. На цей час він створив кілька зразків «крилатих» підводних апаратів і вийшов ринку з двома комерційними проектами підводних апаратів «сухого» (рис. 1.9) і «мокрого» (рис. 1.10) типу. Основними перевагами пропонованих Г. Хоксом апаратів за його словами є:

- наявність постійної позитивної надмірної плавучості (надлишку сили плавучості над силою ваги, порядку 50-100 кг), яка компенсується не рушіями або баластом, а гідродинамічною силою, що заглиблює, що створюється крилами на ходу; при втраті ходу апарат просто випливе на поверхню, що забезпечує безпеку експлуатації;
- висока маневреність апарату, що дозволяє виконувати під водою фігури, що нагадують вищий пілотаж літака (можна відзначити, що концепцією швидкісного і маневреного крилатого бойового підводного човна Г. Хокс займався ще в 70-і роки минулого століття).



Рисунок 1.9 – Підводний апарат «сухого» типу *Deep Flight Super Falco*

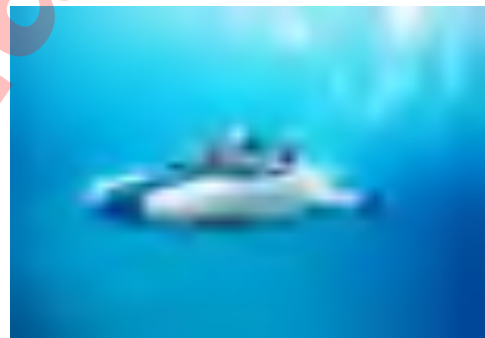


Рисунок 1.10 – Підводний апарат «мокрого» типу *Necker Nymph*

Необхідно відзначити, що наявність постійної надмірної позитивної плавучості такого ж порядку для забезпечення безпеки передбачено практично

на всіх підводних апаратах, що пілотуються. Компенсація цієї сили здійснюється або рушіями (незалежно від наявності поздовжнього руху), що також відноситься до динамічного принципу, або гідродинамічних сил, що виникають на ходу на корпусі та виступаючих частинах (горизонтальних кермах і стабілізаторах). При цьому в залежності від архітектури апарату в низці випадків застосовуються і несиметричні («крилові») профілі керма та/або стабілізаторів. У будь-якому із зазначених випадків компенсації надмірної плавучості забезпечується спливання апарата на поверхню при втраті ходу.

Іншою областю підводної техніки, що використовує динамічний принцип підтримки у вигляді крил, є дослідницькі підводні плануючі апарати (*Sea Gliders*), що не мають рушіїв (рис. 1.11). Всі ці невеликі (вагою до 100кг) підводні апарати виконують тривале сканування водного середовища на глибинах до 250 ... 2700м, використовуючи планування під дією надмірної плавучості, зміна якої проводиться, найчастіше, за рахунок зміни кількості гідравлічної рідини (лживи) в гнучкій ємності.



Рисунок 1.11 – Підводний планер *Spray*

Таким чином для виконання робіт крила можуть бути використані на підводних апаратах, що буксуються, а також на прив'язних апаратах, що виконують підводно-технічні та рятувальні роботи в районах із сильною течією. Невеликі безпілотні підводні крилаті плануючі апарати типу *Seaglider* будуть використовуватися не лише для наукових досліджень, але і для

підтримки бойових операцій. І, зрозуміло, застосування динамічних принципів підтримки у вигляді крил може знайти застосування на підводних об'єктах спортивного та розважального призначення.

1.3. Використання крил у водних видах спорту

Історія водного виду спорту приголомшує своїм зростанням, різноманітністю та можливостями. Зараз вже складається враження, що багато передових компаній-виробників спортивного інвентарю, наприклад компанія *Slingshot*, поставили собі за мету поєднати воедино всі водні види спорту. Оскільки підводні крила стають все більш популярними серед кайтсерферів, вейксерферів, віндсерферів, серферів і САП-серферів, все більше і більше виникають питання у спортсменів щодо вибору фойлів (спортивних водних крил).



Рисунок 1.12 – Використання крил у водних видах спорту

Справжній прорив у фойлінгу стався завдяки французьким кайтерам, які вперто прибудовували підводні крила до серфів та кайтбордів. На відміну від підводних крил для великих суден та гоночних яхт, гідрофойли для серфів мають досить просту та надійну конструкцію. Практично це маленький планер із переднім несучим і заднім стабілізуючим крилом на обтічній «нозі» або щоглі, причому не вимагає точності у виготовленні.

По суті гідрофойл працює як літак – за законами аеродинаміки та гідродинаміки. Різниця полягає лише в тому, що у води та повітря різна щільність. Профіль підводного крила повторює форму крила літака, інакше її називають аеродинамічним профілем або поперечним зрізом.

Точніше зрозуміти роботу гідрофойлу допомагає закон Бернуллі. Так, завдяки профілю крила, за той самий час зустрічний потік води над крилом проходить більшу відстань, ніж потік під крилом. Відповідно швидкість течії води над крилом більша, ніж під крилом. За законом, зверху крила тиск стає меншим, через що з'являється підйомна сила, яка дозволяє гідрофойлу летіти.

Тому щоб дошка зі спортсменом почала парити над водою, потрібно розігнатися, забезпечивши тим самим зустрічний потік води для гідрофойлу. Саме для цього і використовуються катери, водні мотоцикли, кайти, віндсерфінги та весла. Досягти потрібної швидкості на гребній тязі дуже важко, тому спортсменам-початківцям бажано пробувати себе на гідрофойл з польотів за катером або гідроциклом. Фойлбординг і кайтфойлінг сьогодні наймодніші види екстриму. Серфінг теж піднімається на підводних крилах – вони дозволяють фактично подорожувати серфом, використовуючи енергію хвиль. Майже всі кайт- та серфінг-школи пропонують навчання бажаючим злетіти над водою.

2 ТЕОРЕТИЧНІ ПІДСТАВИ ДОСЛІДЖЕННЯ

2.1. Обтікання тіл повітряним потоком

Під час обтікання твердого тіла повітряний потік піддається деформації, що призводить до зміни швидкості, тиску, температури та щільності в струменях потоку. Таким чином, близько до поверхні обтічного тіла створюється область змінних швидкостей та тисків повітря. Наявність різних за величиною тисків біля поверхні твердого тіла призводить до виникнення аеродинамічних сил та моментів. Розподіл цих сил залежить від характеру обтікання тіла, його положення в потоці конфігурації тіла. Для вивчення фізичної картини обтікання твердих тіл застосовуються різні способи показу видимої картини обтікання тіла. Видиму картину обтікання тіл повітряним потоком прийнято називати аеродинамічним спектром.

Для отримання аеродинамічних спектрів застосовують такі прилади як димканали (рис. 2.1), використовують шовковинки, оптичні методи дослідження (для надзвукових потоків) та ін.



Рисунок 2.1 – Димканал:

1 – джерело диму; 2 – струмені диму; 3 – обтічне тіло; 4 – вентилятор

У димканалі аеродинамічний спектр створюється струмками диму, що випускаються із спеціального димаря в потік повітря, що обтікає тіло.

Сутність способу з використанням шовковинок полягає в тому, що в місцях, що цікавлять поверхню обтічного тіла наклеюються спеціальні шовковинки, які при обдуві тіла розташовуються вздовж обтікаючих тіло струмків. За розташуванням шовковинок судять про характер руху потоку поблизу поверхні тіла.

Розглянемо аеродинамічні діапазони деяких тіл.

Плоска пластинка (рис. 2.2), поміщена в потік під кутом 90° , створює досить різку зміну напрямку руху потоку, що її обтікає: гальмування потоку перед нею, підтискання струмків у її країв та створення безпосередньо за краєм пластинки розрідження та великих вихорів, які заповнюють всю область за пластівкою. Позаду пластинки можна спостерігати добре помітну супутню струмись. Перед пластівкою тиск буде більшим ніж у незбуреному потоці, а за пластівкою внаслідок розрідження тиск зменшиться.



Рисунок 2.2 – Аеродинамічний спектр плоскої пластинки та кулі

Симетричне зручнообтічне (каплеподібне) тіло має більш плавний характер обтікання як у передній, так і в хвостовій частинах.

У перерізі А-Б (максимальна величина поперечного перерізу аеродинамічний спектр показує найбільшу деформацію струменів, найбільше їхнє підтискання. У хвостовій частині утворюються невеликі завихрення потоку, які створюють супутній струмінь і відносяться потоком, поступово згасаючи (рис. 2.3).

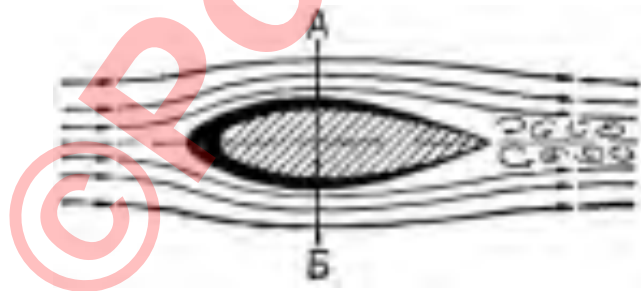


Рисунок 2.3 – Аеродинамічний спектр зручно обтічного тіла

Зручнообтічне несиметричне тіло за характером обтікання близьке до зручнообтічного симетричного, і відрізняється величиною деформації струменів у верхній та нижній частинах тіла (рис. 2.4).



Рисунок 2.4 – Аеродинамічний спектр несиметричного зручнообтічного тіла (профілю крила)

Найбільша деформація струменів спостерігається там, де тіло має найбільшу величину викривлення поверхні тіла (точка К). У районі цієї точки струмені підтискаються, поперечний переріз їх зменшується. Нижня, менш викривлена поверхня мало впливає на характер обтікання. Тут має місце так зване несиметричне обтікання. При обтіканні повітряним потоком симетричних (і несиметричних) зручнообтічних тіл, поміщених під деяким кутом α до вектора швидкості незбуреного потоку (рис. 2.5), також матимемо картину несиметричного обтікання та отримаємо аеродинамічний спектр, аналогічний тому, що виходить при обтіканні несиметричного зручнообтічного тіла (рис. 2.4).

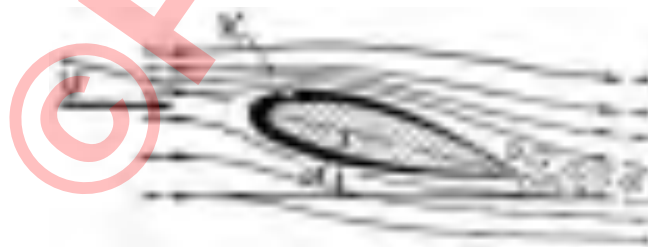


Рисунок 2.5 – Аеродинамічний спектр зручнообтічного тіла (профілю крила), поміщеного в потік під кутом α

На верхній поверхні тіла, у місці найбільшого підтискання струменів, згідно із законом нерозривності струменів спостерігатиметься місцеве збільшення швидкості потоку і, отже, зменшення тиску. На нижній поверхні деформація потоку буде меншою і, отже, менша зміна швидкості та тиску.

Неважко помітити, що ступінь деформації струменів у потоці залежатиме від конфігурації тіла та його положення у потоці. Знаючи спектр обтікання тіла, можна для кожної його точки обчислити величину тиску повітря і таким чином оцінювати величини та характер дії аеродинамічних сил. Оскільки на різні точки поверхні обтічного тіла (профілю крила) діють різні за величиною сили тиску, що результуюча їх буде відмінна від нуля. Це відмінність тисків у різних точках поверхні крила, що рухається, є основним фактором, що зумовлює появу аеродинамічних сил.

Величини тисків на поверхню для різних тіл визначають у лабораторіях шляхом продування в аеродинамічних трубах. Отримані значення тиску для кожної точки наносять на спеціальні графіки (рис. 2.6).



Рисунок 2.6 – Розподіл тиску по профілю крила

Крім сил тиску, на поверхню крила по дотичній до неї діють сили тертя, які обумовлені в'язкістю повітря та повністю визначаються процесами, що відбуваються в прикордонному шарі.

Підсумовуючи розподілені по поверхні крила сили тиску та тертя, отримаємо рівнодіючу силу, яка називається повною аеродинамічною силою.

Точка застосування повної аеродинамічної сили на хорді профілю крила називається центром тиску [1, 3, 23, 24].

2.2. Призначення крила та його геометричні характеристики

Крило літака призначене для створення підйомної сили, необхідної для підтримки літака в повітрі. Аеродинамічна якість крила тим більша, чим більша підйомна сила і менший лобовий опір. Підйомна сила та лобовий опір крила залежать від геометричних характеристик крила. Геометричні характеристики крила в основному зводяться до характеристик крила в плані та характеристик профілю крила.

Геометричні характеристики крила зводяться в основному до характеристик форми крила в плані та до характеристик профілю крила. Крила сучасних літаків за формою у плані (рис. 2.7) можуть бути: еліпсоподібні (а), прямокутні (б), трапецієподібні (в), стрілоподібні (г) та трикутні (д).



Рисунок 2.7 – Форми крил у плані

Найкращою в аеродинамічному відношенні є еліпсоподібна форма, але таке крило складне у виробництві, тому рідко застосовується. Прямокутне крило менш вигідне з погляду аеродинаміки, але значно простіше у виготовленні. Трапецієподібне крило по аеродинамічних характеристикам краще прямокутного, але дещо складніше у виготовленні.

Стрілоподібні та трикутні в плані крила в аеродинамічному відношенні на дозвукових швидкостях поступаються трапецієподібним і прямокутним, але на навколосвукових та надзвукових мають значні переваги. Тому такі крила застосовуються тільки на літаках, що літають на навколосвукових та надзвукових швидкостях.

Форма крила в плані характеризується розмахом, площею подовження, звуженням та стріловидністю.

Профілем крила називається форма (контур) перерізу крила площиною, перпендикулярною до осі, що йде вздовж розмаху крила.

Профілі можуть бути (рис. 2.8): симетричними та несиметричними. Несиметричні в свою чергу можуть бути двоопуклими, плоскоопуклими, увігнутоопуклими і S-подібними. Клиноподібні можуть застосовуватися для надзвукових літаків.



Рисунок 2.8 – Форми профілів крила:

- 1 – симетричний; 2 – не симетричний; 3 – плоскоопуклий; 4 – двоопуклий;
5 – S-подібний; 6 – ламінізований; 7 – сочевицеподібний; 8 – ромбоподібний;
9 – Δ-видний

На сучасних літаках застосовуються в основному симетричні та двоопуклі несиметричні профілі. Основними характеристиками профілю є: хорда профілю, відносна товщина, відносна кривизна (рис. 2.9).

Хордою профілю b називається відрізок прямий, що з'єднує дві найвіддаленіші точки профілю.



Рисунок 2.9 – Геометричні характеристики профілю:

b – хорда профілю; $S_{\text{макс}}$ – найбільша товщина;

$f_{\text{макс}}$ – стріла кривизни; x_c – координата найбільшої товщини

Середньою лінією профілю називається лінія, що з'єднує передню та задню точки профілю і є геометричним місцем середин відрізків між верхнім та нижнім контурами профілю, перпендикулярних до хорди профілю. Ордината середньої лінії профілю $f(x)$, відраховується від хорди:

$$f(x) = \frac{\Delta y}{2}$$

Найбільша відстань між середньою лінією і хордою являє собою максимальну стрілу прогину середньої лінії профілю, звану кривизною профілю (f). Кривина або увігнутість профілю є його найважливішим геометричним параметром.

Відносна кривизна профілю – відношення максимальної кривизни до геометричної хорди, виражене у відсотках:

$$\mathcal{J} = \frac{f_{\text{макс}}}{b} 100\%$$

Відносна координата максимальної кривизни:

$$x_c = \frac{x_{\text{макс}}}{b} 100\%$$

Якщо відносна кривизна рівна нулю, профіль є симетричним. У цьому випадку його геометрична хорда та середня лінія збігаються.

Аеродинамічна хорда (b_a) – лінія, проведена з хвостика профілю в його носок таким чином, що будучи паралельна вектору швидкості потоку, що набігає, утворює з геометричною хордою кут, рівний куту атаки нульової підйомної сили.

Обрис передньої кромки профілю повинен бути різним для різних швидкостей польоту. Закруглена передня кромка дозволяє при дозвуковому обтіканні отримати безвідривне обтікання крила зі збільшенням кута атаки.

Обрис задньої кромки профілю до деякого часу не відрізнялося різноманітністю – застосовувалися гострі краї. Для дозвукового обтікання вони були найвигіднішими у всіх відношеннях.

Однак для надзвукових швидкостей можуть виявитися вигідними тупі задні кромки: вони дозволяють без шкоди для міцності крила зробити більш гострою передню кромку профілю і зменшити додатні надлишкові тиски перед крилом, які при великих надзвукових швидкостях відіграють велику роль у створення хвильового опору, ніж розрідження ззаду.

Обводи профілів зазвичай задаються рівняннями кривих. Для побудови профілю крила складаються таблиці, в яких вказуються координати низки точок, що лежать на верхньому і нижньому обводах. Ці координати, зазвичай, даються у відсотках хорди.

Відотною товщиною профілю (c) називається відношення максимальної товщини $C_{\max}$ до хорди b , виражене у відсотках:

$$c = \frac{C_{\max}}{b} \cdot 100\%$$

Кут атаки (α) – кут між хордою профілю і вектором швидкості потоку повітря (рис. 210) [1, 3, 23, 24].

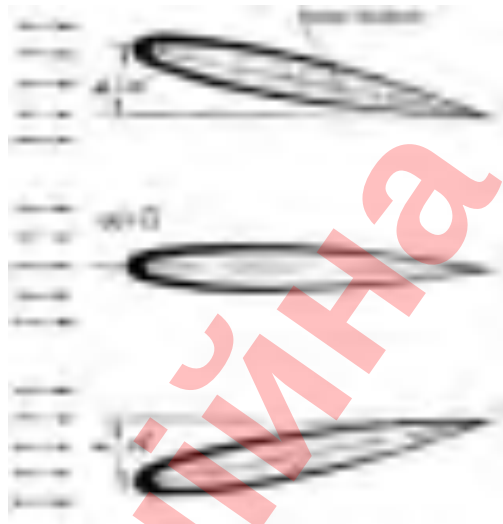


Рисунок 2.10 – Кути атаки крила

2.3. Лобовий опір крила

Лобовий опір – це опір руху крила літака повітря. Він складається з профільного, індуктивного та хвильового опорів:

$$X_{кр} = X_{пр} + X_{інд} + X_{хв}.$$

Профільний опір складається з опору тиску та опору тертя:

$$X_{пр} = X_m + X_{тр}$$

Опір тиску – це різниця тисків перед та за крилом. Чим більша ця різниця, тим більший опір тиску. Різниця тиску залежить від форми профілю, його відносної товщини та кривизни.

2.4. Аеродинамічна якість крила

З точки зору аеродинаміки найбільш вигідним буде таке крило, яке має здатність створювати якомога більшу підйомну силу при якомога меншому лобовому опорі. Для оцінки аеродинамічної досконалості крила вводиться поняття аеродинамічної якості крила.

Аеродинамічною якістю крила називається відношення підйомної сили до сили лобового опору крила на даному куті атаки.

$$K = \frac{Y}{Q}$$

де Y – підйомна сила, кг;

Q – сила лобового опору, кг.

Підставивши формулу значення Y і Q , отримаємо:

$$K = \frac{C_y}{C_x}$$

Чим більша аеродинамічна якість крила, тим воно досконаліше. Величина якості для сучасних літаків може досягати 14-15, а планерів 45-50. Це означає, що крило літака може створювати підйомну силу, що перевищує лобовий опір у 14-15 разів, а у планерів навіть у 50 разів.

Аеродинамічна якість крила, як бачимо, залежить від тих самих факторів, що і коефіцієнти C_y і C_x , тобто від кута атаки, форми профілю, форми крила в плані, числа M польоту та від обробки поверхні [1, 3, 23, 24].

2.5. Вплив кута атаки на аеродинамічну якість крила

За відомими значеннями аеродинамічних коефіцієнтів C_y та C_x для різних кутів атаки будують графік $K = f(\alpha)$ (рис. 2.11).

З графіка видно, що зі збільшенням кута атаки до певної величини аеродинамічна якість зростає. При деякому куті атаки якість досягає максимальної величини $K_{\max}$. Цей кут називається найвигіднішим кутом атаки, $\alpha_{\text{найв}}$.

На куті атаки нульової підйомної сили α_0 де $C_y=0$, аеродинамічна якість дорівнюватиме нулю.

Вплив на аеродинамічну якість форми профілю пов'язаний з відносною товщиною та кривизною профілю. При цьому великий вплив мають форма обводів профілю, форма носка та положення максимальної товщини профілю вздовж хорди (рис. 2.12).

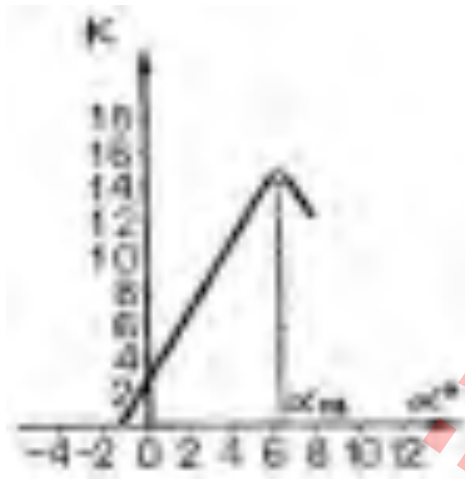


Рис. 2.11 – Графік залежності аеродинамічної якості від кута атаки

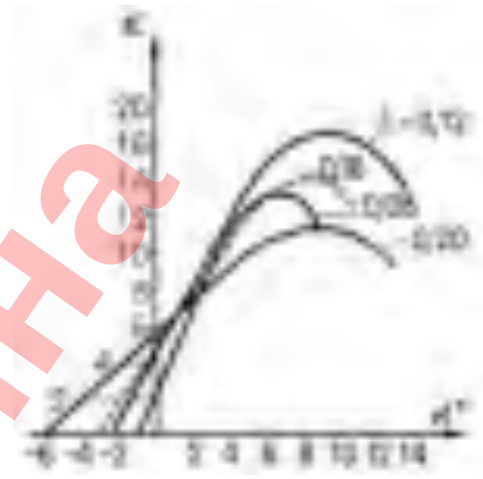


Рис. 2.12 – Залежність аеродинамічної якості від кута атаки і товщини профілю

Під час обтікання профілів із закругленими та потовщеними носками на носку профілю утворюється підсмоктуюча сила, яка може значно зменшити лобовий опір. Найбільшої величини вона досягає на кутах атаки, близьких до $\alpha_{\text{найв}}$, коли підсмоктуюча сила може перевищувати силу тертя.

Для отримання більших значень $K_{\text{макс}}$ вибирається оптимальна товщина та кривизна профілю, форми обводів та подовження крила [1, 3, 23, 24].

3 МЕТОДИКА ПРОВЕДЕННЯ ДОСЛІДЖЕНЬ

3.1. Методика побудови профілю крила в CAD-модулі *SolidWorks*

Сьогодні налічується декілька тисяч авіаційних профілів та їх модифікацій. Для підбору профілю використовують довідники або інші джерела з таблицями координат точок, по яких будують профіль крила. Для побудови профілю наводять таблиці, з величиною x – відстанню від носка профілю (у відносних одиницях, від 0 до 1, або процентах), y_v – координата верхньої точки і y_n – координата нижньої точки профілю (також у відносних одиницях або процентах).

Крім довідників, існують інші джерела для побудови профілів крил, зокрема – інтернет-ресурс *AirfoilTools.com* (рис. 3.1) Цей ресурс дає змогу здійснювати пошук аеродинамічних профілів, доступних в інтернеті або в онлайн-базах даних, фільтруючи за товщиною з попереднім переглядом зображень секцій аеродинамічного профілю. Для отримання додаткової інформації про профілі крил на сайті діють посилання на оригінальне джерело даних. Є функція перегляду сторінки з детальною інформацією про аеродинамічний профіль з полярними діаграмами для діапазону чисел Рейнольдса [21, 25].



Рисунок 3.1 – Вікно інтернет-ресурсу *AirfoilTools.com*

Ресурс дозволяє переглядати та будувати план аеродинамічного профілю в повному розмірі відповідно до ширини хорди. Розвал, товщину можна регулювати, а тангаж встановлювати, щоб враховувати кут атаки крила, або кут лопаті вітрової турбіни.

Для порівняння форм профілів завдяки інтернет-ресурсу *AirfoilTools.com* можна будувати два або більше аеродинамічних профілі на одному плані для порівняння форми. План можна завантажити або роздрукувати в повному розмірі для кращої роздільної здатності.

У кваліфікаційній роботі завданням передбачено побудову та дослідження профілів крил різних типів: симетричного, несиметричного, випукло-увігнутого та S-подібного.

Для побудови профілю крила в середовищі CAD-модуля *SolidWorks* на першому етапі скопійовано дані *Source dat file* з ресурсу *AirfoilTools.com* (рис. 3.2), які є координатами кривої, що описує профіль крила. Ці дані після обробки в *Microsoft Excel* збережено в текстовий документ **txt* для подальшого імпорту в середовищі *SolidWorks*.

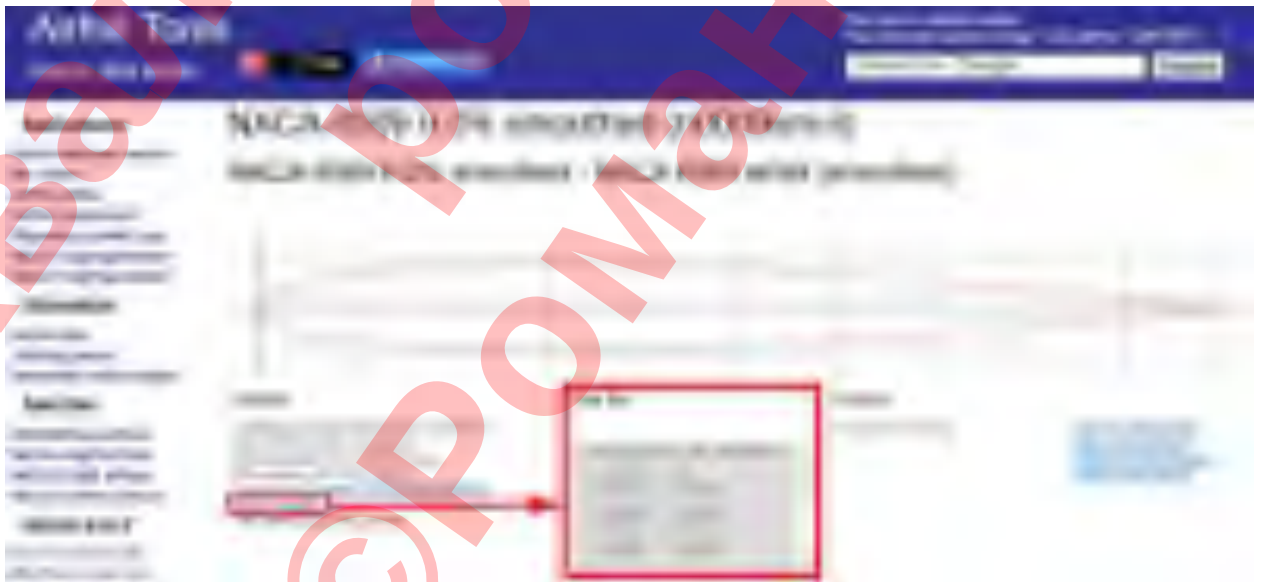


Рисунок 3.2 – Використання даних *Source dat file* з ресурсу *AirfoilTools.com*

CAD-модуль *SolidWorks* передбачає можливість побудови в режимі ескізу кривої лінії по точках із заданими координатами. Вибравши опцію побудови кривої лінії по точках за їх координатами та вказавши шлях до збереженого текстового файла з координатами точок потрібного профілю, виконано побудову кривої лінії, яка слугуватиме профілем крила (рис. 3.3).



Рисунок 3.3 – Побудова профілю крила за заданими координатами точок

Таким же методом створено профілі крил різних типів, а саме: *NACA M12 AIRFOIL*, *A-18*, *FX 60-100 (126) AIRFOIL* (рис. 3.4).



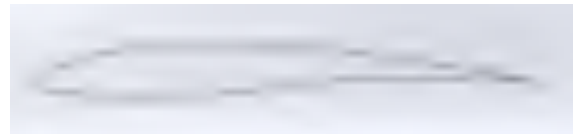
NACA-0009 (симетричний)



NACA M12 AIRFOIL (несиметричний)



A-18 (випукло-увігнутий)



FX 60-100 (126) AIRFOIL (S-подібний)

Рисунок 3.4 – Профілі крил, створених в CAD-модулі *SolidWorks*

Операцією видавлювання у двох напрямках від середньої площини профілю крила надано об'єму (рис. 3.5). Довжина крила – 2 м. при довжині хорди – 2 м. Таким чином отримано тривимірну тверdotілу модель крила.



Рисунок 3.5 – Тривимірна модель крила профілю *NACA-0009*

Аналогічно побудовано тривимірні моделі крил усіх типів, які розглядаються у кваліфікаційній роботі.

Кут атаки крила задається положенням площини, яка проходить через хорду профілю крила, відносно горизонтальної площини [1-11, 26].

3.2. Методика проведення експерименту в модулі *SolidWorks Flow Simulation*

3.2.1. Створення дослідження, задання вихідних умов

Сучасні системи автоматизованого проєктування (САПР), зокрема пакет обчислювальної гідрогазодинаміки *SolidWorks Flow Simulation*, дають змогу чисельно моделювати фізичні процеси, зокрема обтікання тіл повітряним потоком з урахуванням кута атаки та швидкості.

Аеродинамічне дослідження крила виконано за допомогою вбудованого в САПР *SolidWorks* модуля *Flow Simulation*. Дослідження передбачає задання області дослідження, граничних умов та цілей дослідження.

Область дослідження крила – у формі паралелепіпеда $1,9 \times 2 \times 0,8$ м. (рис. 3.6). Аеродинамічний аналіз крила в постановці задачі є задачею зовнішньою, оскільки середовище (повітря) обтікає досліджуване тіло. Термодинамічні параметри дослідження такі: тиск – 101325 Па, температура навколишнього середовища – 13°C . Швидкість руху крила – 150 км/год (рис. 3.7).



Рисунок 3.6 – Задання області дослідження

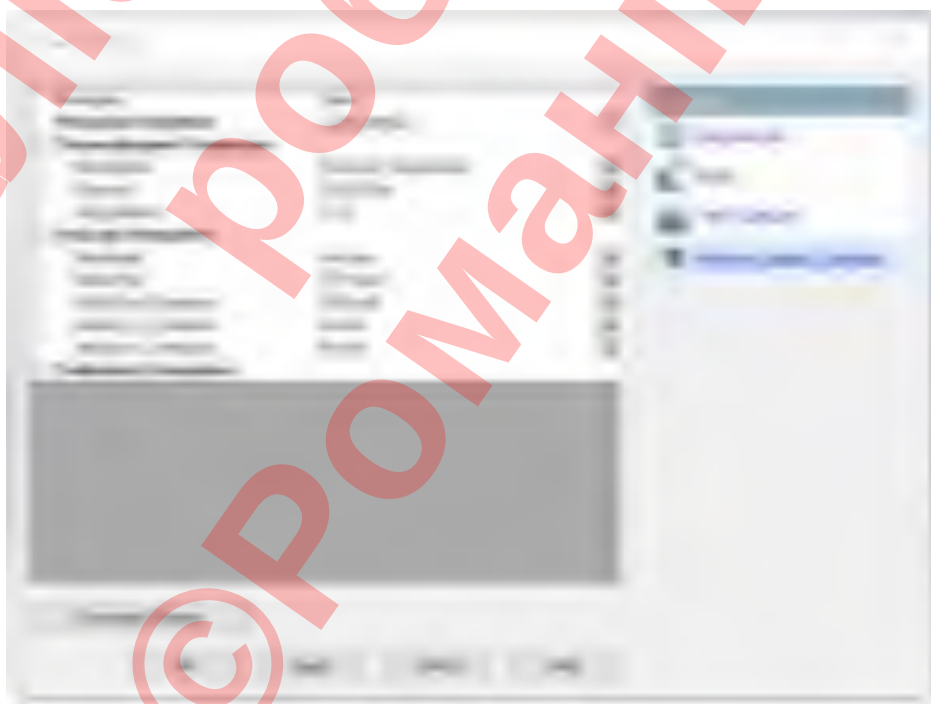


Рисунок 3.7 – Задання умов дослідження

3.2.2. Постановка інженерної задачі, задання цілей дослідження

В якості цілей дослідження задано підйомну силу та силу лобового опору. Крім того, з використанням функції задання цілей виразами та формулами третьою ціллю дослідження задано вираз для визначення коефіцієнта аеродинамічної якості крила (рис. 3.8).

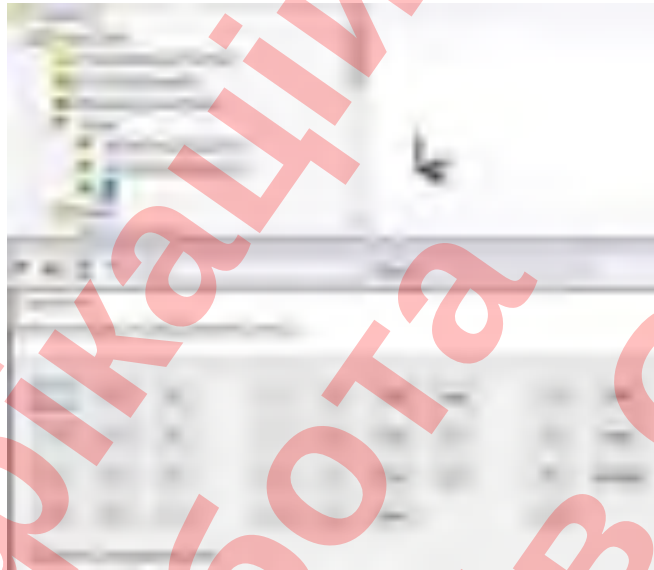


Рисунок 3.8 – Задання цілі дослідження за допомогою формули з метою визначення коефіцієнта аеродинамічної якості крила

Таким чином, система, визначивши за результатами проведеного аналізу значення сили лобового опору та підйомної сили, підставить отримані значення у вираз та обчислить значення коефіцієнта аеродинамічної якості K .

3.2.3. Отримання результатів аеродинамічного дослідження та їх обробка

Одержані результати система формує у відповідному розділі дерева дослідження *SolidWorks Flow Simulation*. Вибравши необхідний пункт та виконавши необхідні налаштування, отримано таблицю результатів аналізу, а також побудовано епюру розподілу тиску по поверхні крила (рис. 3.9) [1-11, 22, 26].

SolidWorks Flow Simulation дає змогу побудувати епюри величин, які цікаві досліднику, зокрема – епюру розподілу тиску в заданих площинах. В

роботі виконано побудову епюри розподілу тиску в поперечній площині симетрії крила (рис. 3.10).

Як бачимо з рис. 3.10, епюра розподілу тиску, отримана за результатами аеродинамічного дослідження крила, відповідає теоретичним положенням та експериментальним дослідженням аеродинаміки крил.

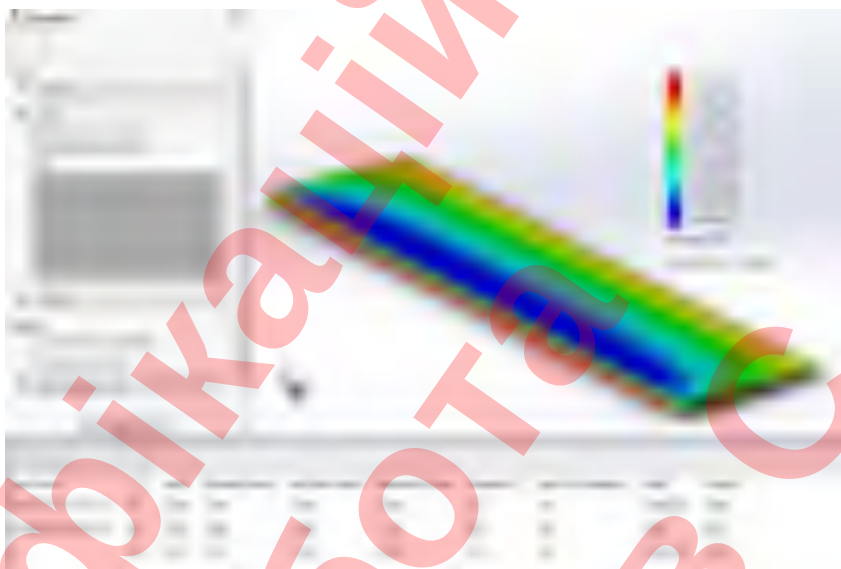


Рисунок 3.9 – Виведення у таблицю результатів аеродинамічного аналізу та епюра розподілу тиску по поверхні крила



Рисунок 3.10 – Епюра розподілу тиску в поперечній площині крила

Описаний вище аеродинамічний аналіз виконано для кута атаки $\alpha=0^\circ$ та швидкості руху крила $V=150$ км/год.

3.2.4. Параметричне аеродинамічне дослідження

Для моделювання руху крила за різних значень швидкостей, а також за різних значень кута атаки в середовищі *SolidWorks Flow Simulation* в межах першого аеродинамічного аналізу створено «Параметричне дослідження» (рис. 3.11).

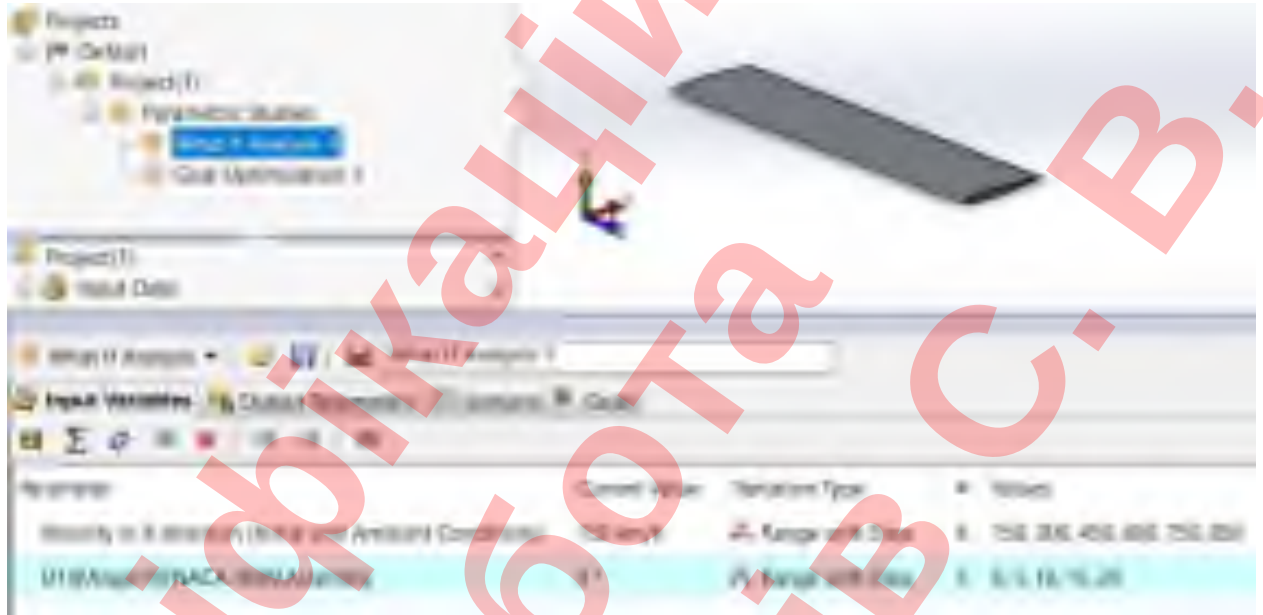


Рисунок 3.11 – Вікно налаштувань параметричного аеродинамічного дослідження

В межах цього дослідження змінними параметрами були швидкість та кут атаки. Вхідними значеннями швидкості були: 150 км/год; 300 км/год; 450 км/год; 600 км/год; 750 км/год; 850 км/год. Кут атаки: $\alpha=0^\circ$; $\alpha=5^\circ$; $\alpha=10^\circ$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=20^\circ$. Таким чином, маючи 6 значень швидкостей V з діапазону 150...850 км/год, та 5 значень кута атаки α з діапазону 0° ... 20° , параметричне дослідження полягало у виконанні 30 аналізів для різних варіантів застосування значень швидкостей та кутів атаки із заданого діапазону значень.

Числові результати дослідження системою формуються у таблицю (рис. 3.12).

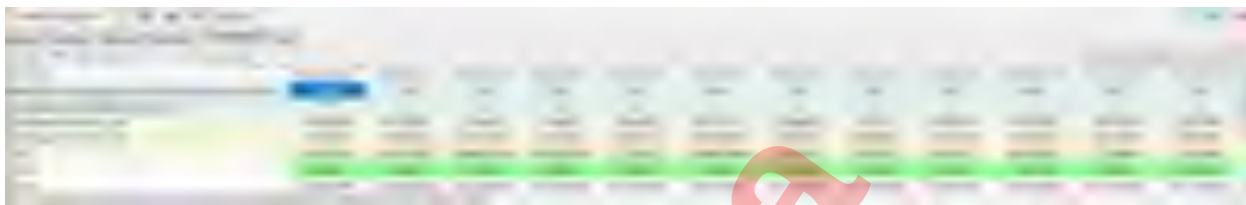
A screenshot of a table within the SolidWorks Flow Simulation software. The table has multiple columns with headers in a light blue font. The first column is labeled 'Iteration'. The second column is labeled 'Cp'. The third column is labeled 'Cd'. The fourth column is labeled 'Cm'. The fifth column is labeled 'Cm_y'. The sixth column is labeled 'Cm_z'. The seventh column is labeled 'Cm_roll'. The eighth column is labeled 'Cm_pitch'. The ninth column is labeled 'Cm_yaw'. The tenth column is labeled 'Cm_roll_pitch_yaw'. The table contains numerical data for each iteration, with some rows highlighted in green and others in yellow.

Рисунок 3.12 – Таблиця результатів параметричного аеродинамічного дослідження

Крім числових значень, в середовищі *SolidWorks Flow Simulation* сформовано графіки та діаграми залежностей числових значень цілей дослідження від значень вхідних параметрів (рис. 3.13).



Рисунок 3.13 – Графічне представлення результатів параметричного аеродинамічного дослідження

Отримані в *SolidWorks Flow Simulation* результати можна експортовані в *Microsoft Excel* для подальшого опрацювання та аналізу.

4 РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА ЇХ АНАЛІЗ

4.1. Результати визначення аеродинамічної якості крила профілю *NACA-0009*

Профіль *NACA-0009* – це симетричний аеродинамічний профіль без вигину, що належить до сімейства профілів *NACA*, розроблених Національним консультативним комітетом з аеронавтики (*NACA*), попередником *NASA*. Він характеризується тим, що не має опуклості або увігнутості на поверхні, що робить його ідеальним для використання у виробках, де не потрібна підйомна сила або де підйомна сила має бути мінімальною.

Для профілю *NACA-0009* визначено аеродинамічну якість крила для значень швидкостей $V=150$ км/год; $V=300$ км/год; $V=450$ км/год; $V=600$ км/год; $V=750$ км/год; $V=850$ км/год та кутів атаки $\alpha=0^\circ$; $\alpha=5^\circ$; $\alpha=10^\circ$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=20^\circ$ (рис. 4.1).



Рисунок 4.1 – Графік залежності коефіцієнта аеродинамічної якості крила *NACA-0009* від швидкості за різних значень кутів атаки

Як видно з рис. 4.1, найкраща якість крила профілю *NACA-0009* в заданих межах дослідження досягається за кута атаки $\alpha=5^\circ$ і лежить в межах

7,1...8,8. Для цього ж значення кута атаки ($\alpha=5^\circ$) встановлено залежність підйомної сили крила та сили лобового опору крила від швидкості руху (рис. 4.2).

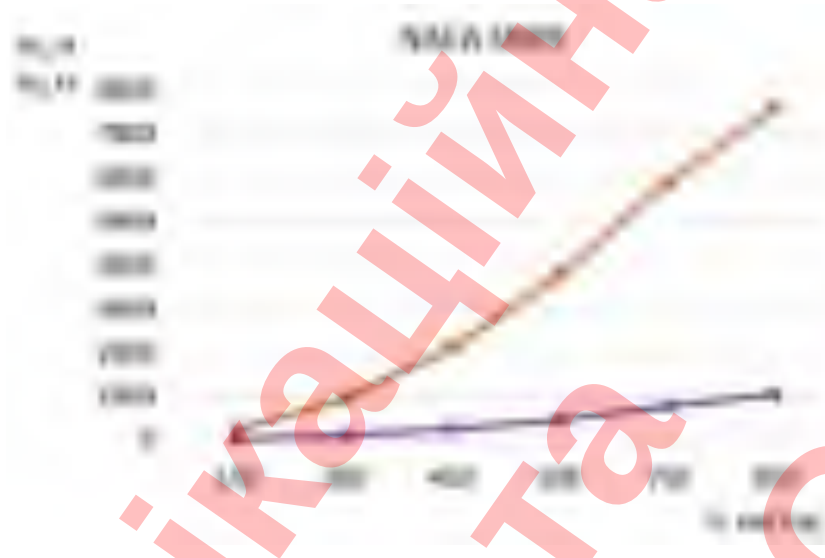


Рисунок 4.2 – Графік залежності підйомної сили F_y та сили лобового опору F_x профілю крила *NACA-0009* від швидкості, кут атаки $\alpha=5^\circ$

Побудовано епюру розподілу тиску в площині профіля крила *NACA-0009* (рис. 4.3), яка підтверджує теоретичні дослідження та натурні експерименти стосовно аеродинаміки симетричних профілів крил.

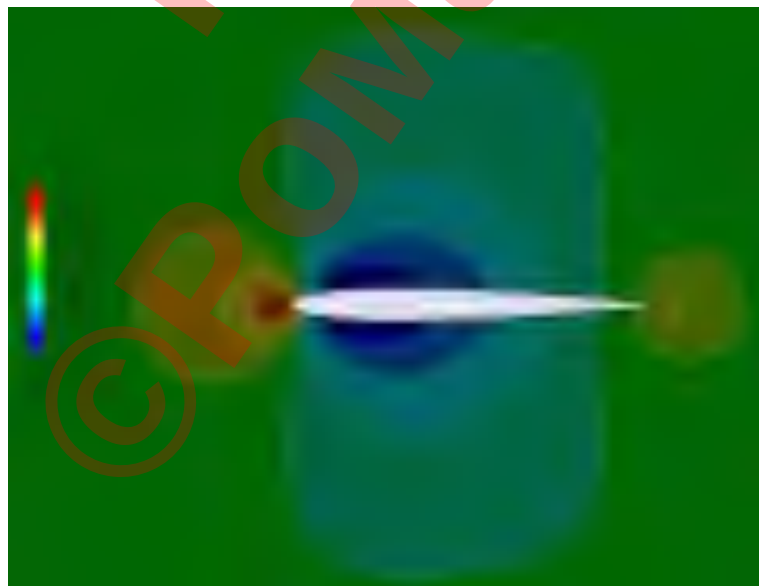


Рисунок 4.3 – Епюра тиску в поперечній площині крила профілю *NACA-0009*

Побудовано епюру (рис. 4.4), яка дає змогу визначити розподіл тиску по поверхні крила профілю *NACA-0009*.

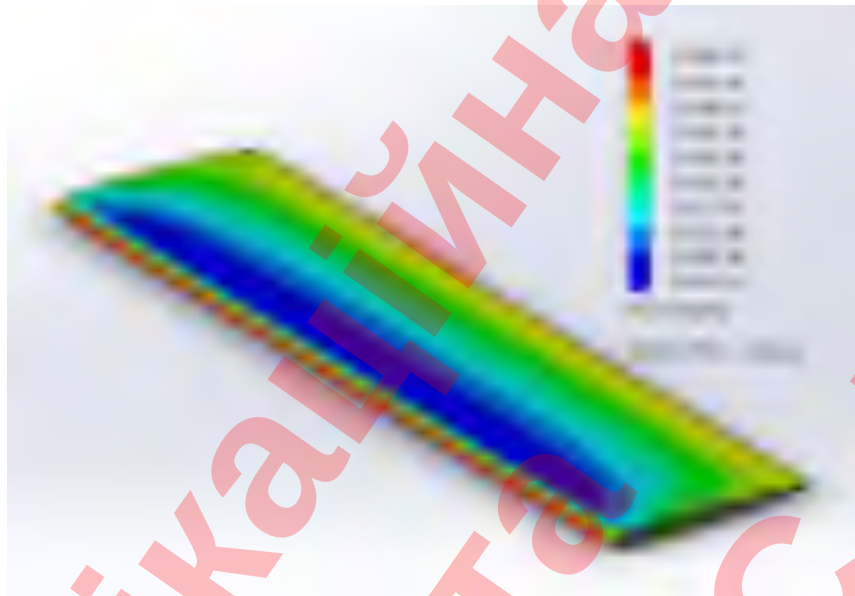


Рисунок 4.4 – Епюра розподілу тиску по поверхні крила профілю *NACA-0009*

4.2. Результати визначення аеродинамічної якості крила профілю *NACA M12 AIRFOIL*

Профіль *NACA M12 AIRFOIL* – несиметричний профіль, який має велику кривизну для кращого створення підйомної сили за низьких швидкостей.

Для профілю *NACA M12 AIRFOIL* визначено аеродинамічну якість крила для значень швидкостей $V=150$ км/год; $V=300$ км/год; $V=450$ км/год; $V=600$ км/год; $V=750$ км/год; $V=850$ км/год та кутів атаки $\alpha=0^\circ$; $\alpha=5^\circ$; $\alpha=10^\circ$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=20^\circ$ (рис. 4.5).

З рис. 4.5 бачимо, що найкраща якість крила профілю *NACA M12 AIRFOIL* в заданих межах дослідження досягається за кута атаки $\alpha=5^\circ \dots 10^\circ$ і лежить в межах 4,3...5,2. Для цього ж значення кута атаки ($\alpha=5^\circ \dots 10^\circ$) встановлено залежність підйомної сили крила та сили лобового опору крила від швидкості руху (рис. 4.6).

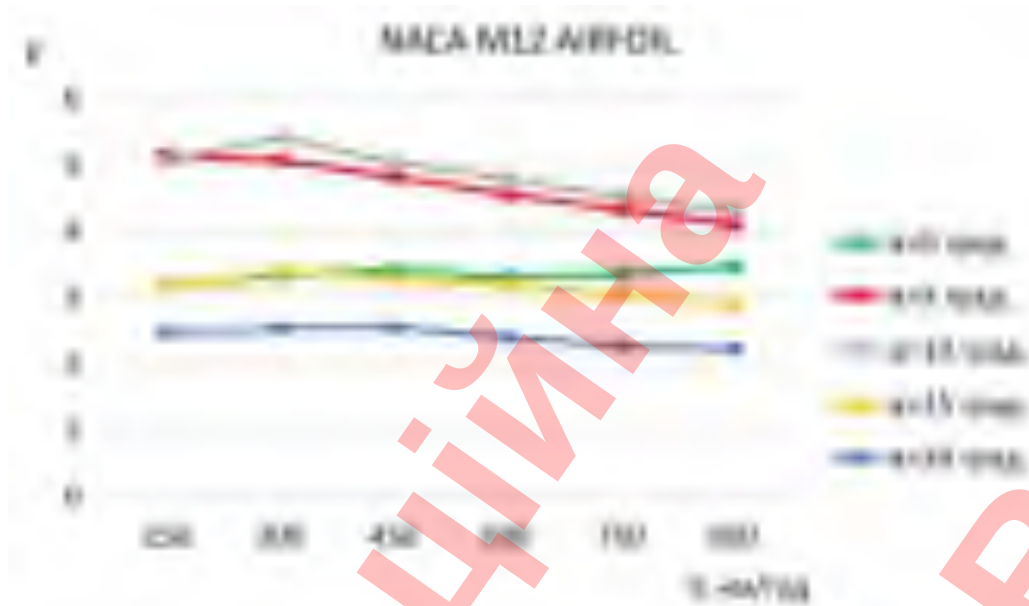


Рисунок 4.5 – Графік залежності коефіцієнта аеродинамічної якості крила *NACA M12 AIRFOIL* від швидкості за різних значень кутів атаки



Рисунок 4.6 – Графік залежності підйомної сили F_y та сили лобового опору F_x профілю крила *NACA M12 AIRFOIL* від швидкості, кут атаки $\alpha = 10^\circ$

За результатами аеродинамічного аналізу побудовано епюру розподілу тиску в площині профіля крила *NACA M12 AIRFOIL* (рис. 4.7).

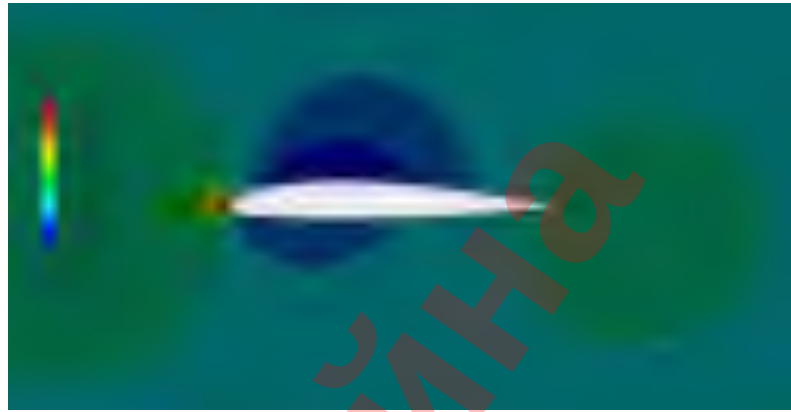


Рисунок 4.7 – Епюра тиску в поперечній площині крила профілю
NACA M12 AIRFOIL

Розподіл тиску по поверхні крила профілю *NACA M12 AIRFOIL* зображено на рис. 4.8.



Рисунок 4.8 – Епюра розподілу тиску по поверхні крила профілю
NACA M12 AIRFOIL

4.3. Результати визначення аеродинамічної якості крила профілю A18

Профіль A18 – це аеродинамічний профіль, який відноситься до випукло-увігнутого типу профілів.

Для профілю A18 визначено аеродинамічну якість крила для значень швидкостей $V=150$ км/год; $V=300$ км/год; $V=450$ км/год; $V=600$ км/год; $V=750$ км/год; $V=850$ км/год та кутів атаки $\alpha=0^\circ$; $\alpha=5^\circ$; $\alpha=10^\circ$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=20^\circ$ (рис. 4.9).

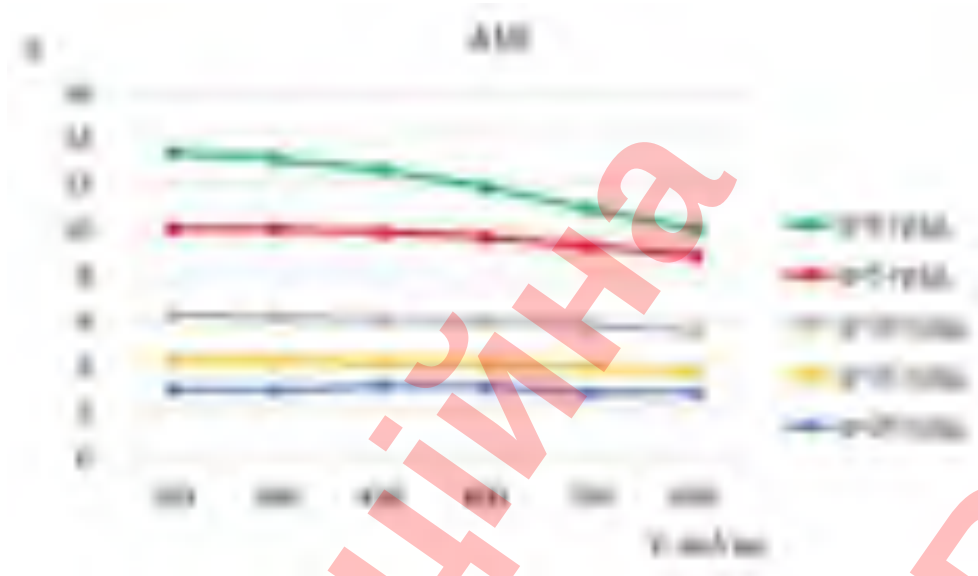


Рисунок 4.9 – Графік залежності коефіцієнта аеродинамічної якості крила A18 від швидкості за різних значень кутів атаки

Як видно з рис. 4.9, найкраща якість крила профілю A18 в заданих межах дослідження досягається за нульового кута атаки $\alpha=0^\circ$ і лежить в межах 10,1...13,4. Для цього ж значення кута атаки ($\alpha=0^\circ$) встановлено залежність підйомної сили крила та сили лобового опору крила від швидкості руху (рис. 4.10).



Рисунок 4.10 – Графік залежності підйомної сили F_y та сили лобового опору F_x профілю крила A18 від швидкості, кут атаки $\alpha=0^\circ$

Побудовано епюру розподілу тиску в площині профіля крила A18 (рис. 4.11), яка підтверджує теоретичні дослідження та натурні експерименти стосовно аеродинаміки симетричних профілів крил.



Рисунок 4.11 – Епюра тиску в поперечній площині крила профілю A18

Побудовано епюру розподілу тиску по поверхні крила профілю A18 (рис. 4.12).

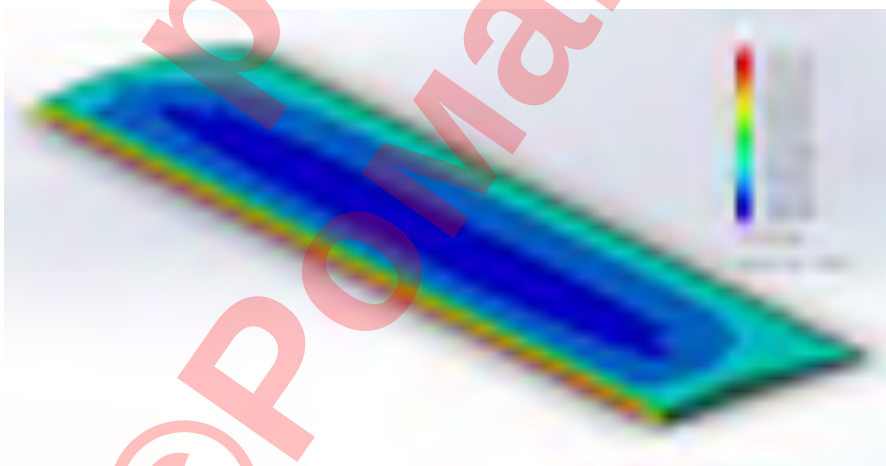


Рисунок 4.12 – Епюра розподілу тиску по поверхні крила профілю A18

4.4. Результати визначення аеродинамічної якості крила профілю *FX 60-100 (126) AIRFOIL*

Профіль *FX 60-100 (126) AIRFOIL* – S-подібний (суперкритичний) профіль, який використовують під проектування планерів.

Для профілю *FX 60-100 (126) AIRFOIL* визначено аеродинамічну якість крила для значень швидкостей $V=150$ км/год; $V=300$ км/год; $V=450$ км/год; $V=600$ км/год; $V=750$ км/год; $V=850$ км/год та кутів атаки $\alpha=0^\circ$; $\alpha=5^\circ$; $\alpha=10^\circ$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=20^\circ$ (рис. 4.13).



Рисунок 4.13 – Графік залежності коефіцієнта аеродинамічної якості крила *FX 60-100 (126) AIRFOIL* від швидкості за різних значень кутів атаки

Як видно з рис. 4.13, найкраща якість крила профілю *FX 60-100 (126) AIRFOIL* в заданих межах дослідження досягається за кута атаки $\alpha=5^\circ$ і лежить в межах 6,9...8,1. Для цього ж значення кута атаки ($\alpha=5^\circ$) встановлено залежність підйомної сили крила та сили лобового опору крила від швидкості руху (рис. 4.14).



Рисунок 4.14 – Графік залежності підйомної сили F_y та сили лобового опору F_x профілю крила *FX 60-100 (126) AIRFOIL* від швидкості, кут атаки $\alpha=5^\circ$

Побудовано епюру розподілу тиску в площині профіля крила *FX 60-100 (126) AIRFOIL* (рис. 4.15).



Рисунок 4.15 – Епюра тиску в поперечній площині крила профілю *FX 60-100 (126) AIRFOIL*

Побудовано епюру (рис. 4.16), яка дає змогу визначити розподіл тиску по поверхні крила профілю *FX 60-100 (126) AIRFOIL*.

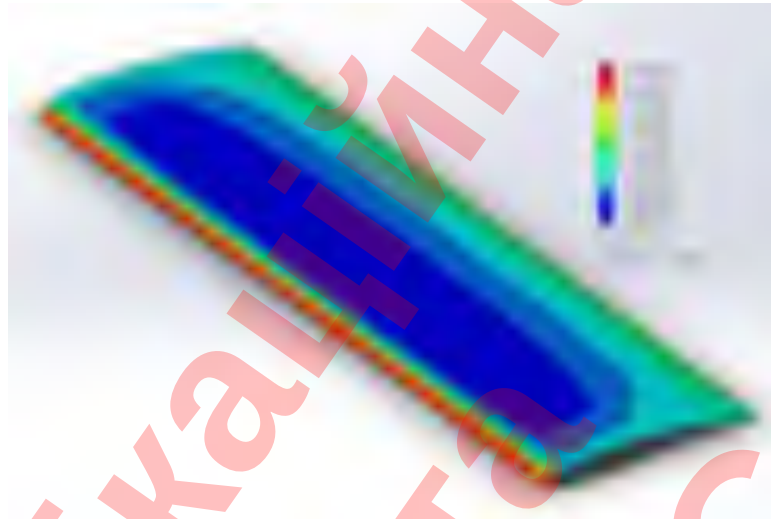


Рисунок 4.16 – Епюра розподілу тиску по поверхні крила профілю *FX 60-100 (126) AIRFOIL*

4.5. Узагальнені результати визначення аеродинамічної якості крил різних профілів

Аналіз результатів визначення аеродинамічної якості крил чотирьох типів профілів, викладений у попередніх підрозділах, дає змогу здійснити порівняльний аналіз отриманих результатів та узагальнити їх. Серед розглянутих профілів крил в діапазоні швидкостей $V=150\ldots850$ км/год. та кутів атаки крила $\alpha=0^\circ\ldots20^\circ$ найкраща якість профілю *A18* при куті атаки $\alpha=0^\circ$ (рис. 4.17). Коефіцієнт аеродинамічної якості становить $K=13,4$ і досягається при швидкості $V=150$ км/год.

Гіршою аеродинамічною якістю за заданих умов дослідження володіють профілі *NACA-0009*, *NACA M12 AIRFOIL* та *FX 60-100 (126) AIRFOIL*. Варто зазначити, що найнижче значення аеродинамічної якості у профілю *NACA M12 AIRFOIL* і не перевищує значення $K=5,14$

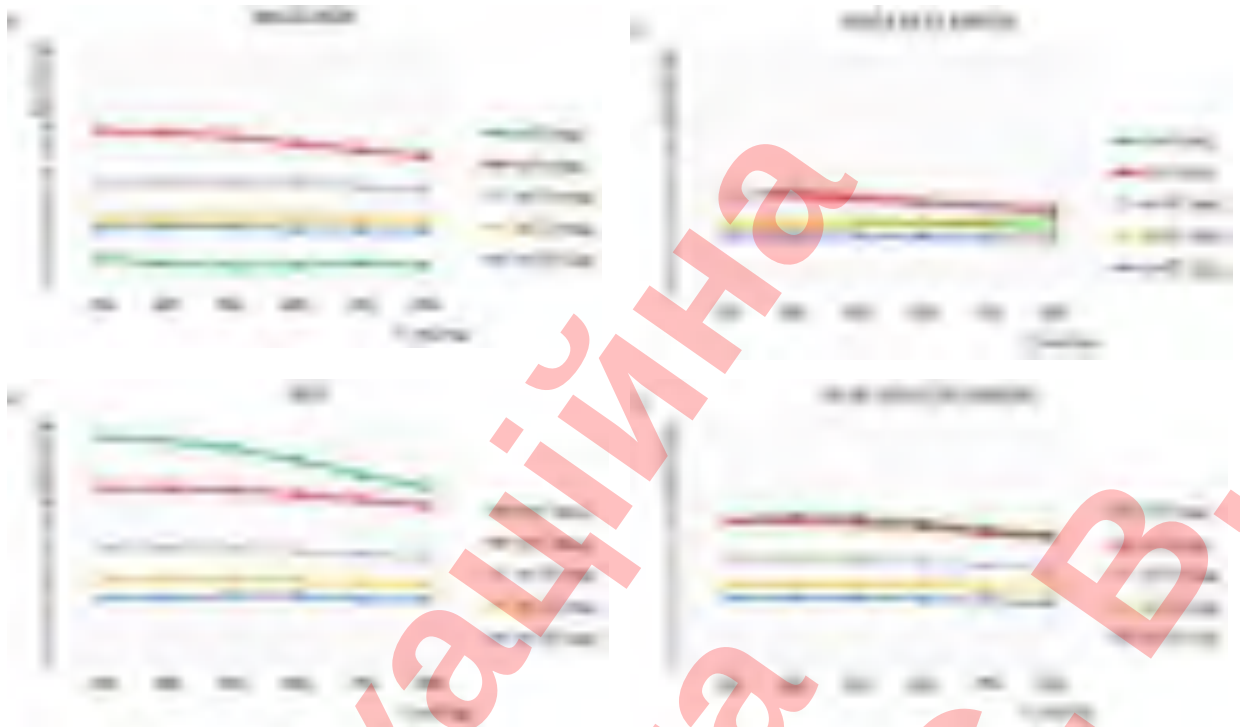


Рисунок 4.17 – Графіки залежностей аеродинамічної якості профілів крил від швидкості руху за різних кутів атаки профілів крил

Порівнюючи графіки (рис. 4.17), можна зробити висновок про те, що зі зростанням швидкості руху в діапазоні $V=150\dots850$ км/год. значення коефіцієнта аеродинамічної якості профілів крил дещо зменшується.

Порівнюючи значення сили опору та підйомної сили для розглянутих профілів крил у заданих умовах дослідження та оптимальних для кожного з профілів значень кута атаки α бачимо, що абсолютні значення сили лобового опору та підйомної сили для профілів *NACA-0009* та *FX 60-100 (126) AIRFOIL* є близькими, відповідно і значення коефіцієнта аеродинамічної якості для таких співвідношень сил будуть майже однаковими для обох профілів.

Для профілю *NACA M12 AIRFOIL* маємо найвищі значення сили лобового опору та підйомної сили. Максимальне значення підйомної сили досягається за швидкості $V=850$ км/год, однак у відношення до значення сили лобового опору, яке також є досить високим, дає низьке значення коефіцієнта аеродинамічної якості профілю крила.

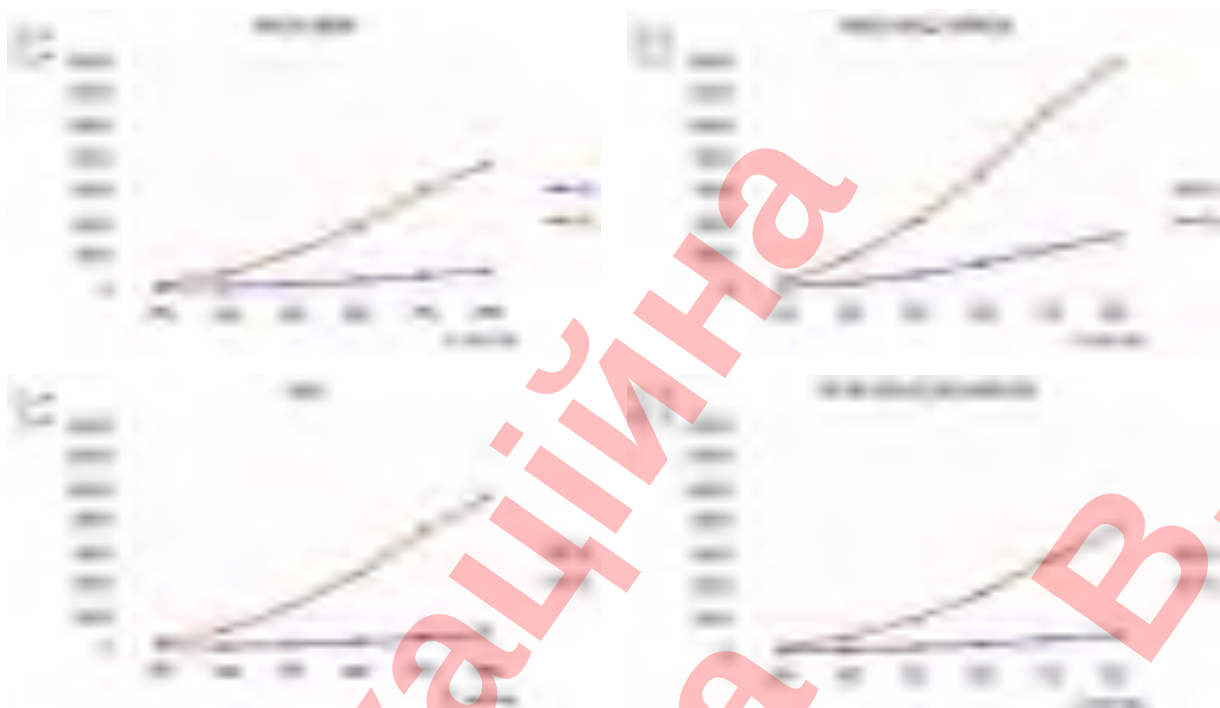


Рисунок 4.18 – Графіки залежності значень сили лобового опору F_x та підйомної сили F_y від значень швидкості за оптимальних кутів атаки профілів крил

Таким чином, в системі автоматизованого проєктування *SolidWorks* з використанням *CAD*-модуля виконано тривимірне моделювання профілів крил, а результати аеродинамічного аналізу, виконаного в модулі *Flow Simulation*, підтверджують теоретичні положення аеродинаміки профілів крил і можуть бути використані під проєктування літальних апаратів широкого призначення.

5 ОХОРОНА ПРАЦІ ТА БЕЗЕКА В НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ

Тема кваліфікаційної роботи передбачає роботу інженера з використанням комп'ютерної техніки та спеціалізованих комп'ютерних програм. Оскільки робота інженера-конструктора передбачає моделювання процесів аеродинаміки з використанням системи автоматизованого проектування, то цей розділ кваліфікаційної роботи викладемо у вигляді інструкції з охорони праці під час роботи інженера з використанням комп'ютерної техніки.

5.1 Загальні положення

Дія інструкції поширюється на всі підрозділи підприємства, де виконують роботи з персональним комп'ютером (ПК).

Інструкція розроблена відповідно до Положення про розробку інструкцій з охорони праці, затвердженого наказом Держпраці від 29.01.1998 № 9, Типового положення про порядок проведення навчання і перевірки знань з питань охорони праці, затвердженого наказом Держпраці від 26.01.2005 № 15, Вимог щодо безпеки та захисту здоров'я працівників під час роботи з екранними пристроями, затверджених наказом Мінсоцполітики від 14.02.2018 № 207, Державних санітарних правил і норм роботи з візуальними дисплейними терміналами електронно-обчислювальних машин ДСанПіН 3.3.2.007-98, затверджених постановою Головного державного санітарного лікаря України від 10.12.1998 № 7, Загальних вимог стосовно забезпечення роботодавцями охорони праці працівників, затверджених наказом ДСНС від 25.01.2012 № 67 (НПАОП 0.00-7.11-12).

За цією інструкцією працівника, який використовує персональний комп'ютер (далі – користувач), інструктують перед початком роботи (первинний інструктаж), а потім через кожні 6 місяців (повторний інструктаж). Результати інструктажу заносять до Журналу реєстрації інструктажів з питань

охорони праці на робочому місці (у журналі має бути підпис особи, яка інструктує, та користувача).

Користувач зобов'язаний дбати про особисту безпеку і здоров'я, а також про безпеку і здоров'я довколишніх при виконанні будь-яких робіт, а також під час перебування на території підприємства.

До роботи на персональному комп'ютері допускають осіб, які пройшли інструктажі з питань охорони праці та пожежної безпеки.

Користувач зобов'язаний:

- виконувати правила внутрішнього трудового розпорядку;
- не допускати за своє робоче місце сторонніх осіб;
- не виконувати вказівок, які суперечать правилам охорони праці та пожежної безпеки;
- знати правила надання домедичної допомоги;
- знати розташування та вміти користуватись первинними засобами пожежогасіння;
- вміти працювати з ПК.

Основні небезпечні та шкідливі виробничі фактори, що можуть впливати на користувача:

- підвищений рівень статичної електрики;
- нерівномірність розподілу яскравості в полі зору;
- підвищена яскравість світлового зображення;
- ураження електричним струмом;
- напруження зору та уваги;
- тривалі статичні навантаження.

У приміщеннях із ПК має бути природне і штучне освітлення.

При розміщенні робочих місць необхідно унеможливити пряме засвічування екрана природним освітленням.

При природному освітленні слід передбачити наявність сонцезахисних засобів (плівка, жалюзі, штори тощо).

Світлові відблиски із клавіатури, екрана та інших частин ПК у напрямку очей користувача неприпустимі.

Основним обладнанням робочого місця є ПК або ноутбук, монітор, клавіатура, маніпулятор, робочий стіл, стілець (крісло).

При розміщенні елементів робочого місця слід враховувати:

- робочу позу користувача;
- простір для розміщення користувача;
- можливість огляду елементів робочого місця;
- можливість огляду простору поза межами робочого місця;
- можливість робити записи, розміщувати на робочому столі документацію та матеріали, які використовує користувач.

Розміщення елементів робочого місця не має заважати рухам та переміщенню для експлуатування ПК.

Монітор встановлюють так, щоб відстань від поверхні екрана до очей користувача була 600-700 мм залежно від розміру екрана.

Клавіатуру розміщують на робочому або окремому столі на відстані 100-300 мм від краю з боку користувача. Положення клавіатури та кут її нахилу залежить від побажання користувача (як правило, в межах 5-15°). Не допускати хитання клавіатури.

Конструкція робочого столу має бути такою, щоб оптимально розмістити на робочій поверхні обладнання, що використовують, з урахуванням кількості, розмірів, конструктивних особливостей і характеру його роботи.

Крісло має забезпечувати підтримування раціональної робочої пози під час виконання основних виробничих операцій та можливість зміни пози. Тип робочого крісла обирають залежно від характеру та тривалості роботи.

Раціональна поза користувача:

- ступні розташовані на підлозі або на підставці для ніг;
- стегна зорієнтовані у горизонтальній площині;

- верхні ділянки рук вертикальні;
- кут ліктьового суглоба у межах 70–90°;
- зап'ястя зігнуті під кутом не більше ніж 20°;
- нахил голови у межах 15–20°, а часті її повороти виключені.

Для забезпечення оптимальної робочої пози користувача необхідно:

- засоби праці, з якими користувач має тривалий або найбільш частий зоровий контакт, розмістити у центрі зони зорового спостереження та моніторного поля;
- забезпечити відстань близько 500 мм між найважливішими засобами праці, з якими користувач працює найчастіше.

ПК встановлювати на рівній твердій поверхні (столі). Не дозволено встановлювати ПК та оргтехніку на хитких підставках чи на похилій поверхні.

ПК не встановлювати впритул до стіни, перегородки тощо. Не допускати загородження вентиляційних отворів ПК сторонніми предметами.

Розетка біля ПК має бути в доступному місці, щоб в аварійних випадках можна було своєчасно його відімкнути. Не рекомендовано використовувати подовжувачі.

Під час переміщення ПК, периферійних пристроїв витягти вилку живлення з розетки.

Не допускати ушкодження чи модифікування шнура живлення. Заборонено ставити важкі речі на шнур живлення, тягнути чи надмірно перегинати його, скручувати та зав'язувати шнур живлення у вузол.

ПК під'єднувати до електромережі лише за допомогою справних штепсельних з'єднань та електророзеток заводського виробництва.

Штепсельні з'єднання та електророзетки мають бути зі спеціальними контактами для під'єднання нульового захисного провідника. Їхня конструкція має забезпечувати з'єднання нульового захисного провідника раніше, ніж з'єднання фазового та нульового робочого провідників. Порядок роз'єднань при вимкненні має бути зворотнім.

Заборонено під'єднувати електрообладнання до звичайної двошнурової електромережі.

За невиконання цієї інструкції працівники несуть відповідальність згідно з чинним законодавством.

5.2 Вимоги безпеки перед початком роботи

Оглянути робоче місце і навести на ньому лад; впевнитись, що на ньому немає сторонніх предметів, все обладнання і блоки ПК з'єднані з системним блоком з'єднувальними шнурами.

Перевірити надійність встановлення апаратури на робочому столі. Монітор не має стояти на краю стола. Повернути монітор так, щоб було зручно дивитися на екран – під прямим кутом (а не збоку) і трохи зверху вниз; при цьому екран має бути трохи нахиленим – нижній край ближче до користувача.

Перевірити загальний стан апаратури, справність електропроводки, з'єднувальних шнурів, штепсельних вилок, розеток, заземлення захисного екрана.

Вставити вилку в розетку і впевнитися, що вона міцно тримається. Заборонено вставляти і виймати вилку мокрими руками.

Відрегулювати та зафіксувати висоту крісла та зручний для користувача нахил спинки.

За потреби приєднати до комп'ютера необхідну апаратуру (принтер, сканер тощо). Усі кабелі, що з'єднують системний блок із іншими пристроями, вмикати та вимикати лише при вимкненому комп'ютері.

Відрегулювати яскравість свічення, контрастність монітора.

Про всі виявлені несправності інформувати керівника робіт і не братися до роботи, доки їх не буде усунено.

5.3 Вимоги безпеки під час виконання роботи

Під час роботи на ПК:

- стійко встановити клавіатуру на робочому столі, не допускаючи її хитання, водночас передбачити можливість її поворотів та переміщень;
- якщо в конструкції клавіатури не передбачено простору для упору долонь, клавіатуру розміщують на відстані не менше 100 мм від краю столу в оптимальній зоні моніторного поля;
- під час роботи на клавіатурі сидіти рівно, не напружуватися;
- щоб зменшити несприятливе навантаження на користувача при роботі з комп'ютерною мишею (вимушена поза, необхідність постійно контролювати якість дій), забезпечити велику вільну поверхню столу для переміщення комп'ютерної миші та зручного упору ліктьового суглоба;
- періодично при вимкненому комп'ютері прибирати пил із поверхонь апаратури спеціальними серветками.

При роботі з ПК заборонено:

- самостійно розбирати та ремонтувати системний блок (корпус ноутбука), монітор, клавіатуру, комп'ютерну мишу тощо;
- встромляти сторонні предмети до вентиляційних отворів ПК, ноутбука або монітора;
- ставити на системний блок ПК та периферійні пристрої металеві предмети, ємкості з водою (вази, горщики для квітів, склянки), оскільки через потрапляння води у середину апарата може статися пожежа або ураження електрострумом.

Тривалість безперервної роботи за ПК не має перевищувати 2 год. Після цього необхідно зробити 15-хвилинну перерву.

Якщо виник зоровий дискомфорт або інші неприємні відчуття, необхідно зробити нетривалу перерву.

Для зниження нервово-емоційного напруження, стомлення зорового аналізатора, поліпшення мозкового кровообігу, подолання несприятливих наслідків гіподинамії, запобігання втомі доцільно під час декількох перерв виконувати комплекс вправ.

5.4 Вимоги безпеки після закінчення роботи

Зберегти інформацію.

Вимкнути ПК, монітор чи ноутбук.

Вимкнути стабілізатор, якщо комп'ютер під'єднаний до мережі через нього.

Прибрати робоче місце.

5.5 Вимоги безпеки в аварійній ситуації

Аварійні та небезпечні ситуації під час виконання роботи на ПК можуть виникнути у разі: короткого замикання, перевантаження блоку живлення системного блоку, перегрівання, пожежі, поломки крісла тощо.

У разі виникнення аварії або ситуації, що може привести до аварії, нещасного випадку, негайно від'єднати ПК від електромережі, повідомити про інцидент керівникові.

Не допускати в небезпечну зону сторонніх осіб.

Якщо стався нещасний випадок, зберегти обстановку в робочій зоні та устаткування у такому стані, в якому вони були на момент події (якщо це не загрожує життю і здоров'ю інших працівників і не призведе до більш тяжких наслідків). Поінформувати про подію керівника робіт (іншу відповідальну особу підприємства) та в подальшому керуватися його вказівками. Вжити заходів, щоб запобігти подібним випадкам у подальшому.

У разі виникнення пожежі (ознак горіння), повідомити керівнику та, за потреби, викликати оперативно-рятувальну службу за телефоном 101 або 112 (назвати адресу та місце виникнення пожежі, наявність людей, повідомити своє прізвище) та вжити можливих заходів для евакуювання людей, гасіння (локалізації) пожежі наявними засобами пожежогасіння. Пам'ятати, що гасіння електротехнічних пристроїв, які перебувають під напругою, виконувати лише після їх попереднього від'єднання від електромережі. Гасити за допомогою вуглекислотних або порошкових вогнегасників, а в окремих випадках – сухим піском.

За потреби надати потерпілому домедичну допомогу згідно з інструкцією, що діє на підприємстві. У разі подальшого погіршення самопочуття потерпілого, не припиняючи надання домедичної допомоги, викликати за телефоном «103» швидку медичну допомогу; виконувати вказівки керівника робіт для ліквідації небезпеки.

Кваліфікаційна
робота
© Романів С. В.

ВИСНОВКИ І ПРОПОЗИЦІЇ

У кваліфікаційній роботі проведено аналіз використання крил в авіаційній техніці, водних суднах та у спорті. Проаналізовано форми крил у плані, а також типи профілів крил, що найчастіше використовують у літальних апаратах, а саме – симетричні та двоопуклі профілі. Теоретичний аналіз обтікання тіл повітрям дав підґрунтя для вивчення розподілу тиску по профілю крила в залежності від кута атаки. Встановлено, що одним з критеріїв, за яким оцінюють аеродинамічну якість крила, є коефіцієнт аеродинамічної якості, який залежить від сили лобового опору та підйомної сили крила.

В роботі запропоновано методику побудови профілю крила в середовищі *SolidWorks* з використанням інтернет-ресурсу *AirfoilTools.com*. Запропоновано методику параметричного аеродинамічного дослідження профілів крил у середовищі *SolidWorks Flow Simulation*.

За запропонованою методикою виконано аеродинамічний аналіз профілів *NACA-0009*, *NACA M12 AIRFOIL*, *A-18*, *FX 60-100 (126) AIRFOIL*. Визначено значення коефіцієнтів аеродинамічної якості крил для значень швидкостей $V=150$ км/год; $V=300$ км/год; $V=450$ км/год; $V=600$ км/год; $V=750$ км/год; $V=850$ км/год та кутів атаки $\alpha=0^\circ$; $\alpha=5^\circ$; $\alpha=10^\circ$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=20^\circ$. Побудовано епюри розподілу тиску в площині профілю крил та на поверхні крил. Встановлено, що система автоматизованого проектування *SolidWorks* є ефективним інструментом для швидкого аеродинамічного аналізу профілів крил з достатньою точністю отриманих результатів, які підтверджують теоретичні положення аеродинаміки крил. За результатами аеродинамічного аналізу встановлено, що серед розглянутих профілів крил в діапазоні швидкостей $V=150...850$ км/год. та кутів атаки крила $\alpha=0^\circ...20^\circ$ найкраща якість профілю *A18* при куті атаки $\alpha=0^\circ$. Коефіцієнт аеродинамічної якості становить $K=13,4$ і досягається за швидкості $V=150$ км/год.

Результати визначення аеродинамічної якості профілів крил можуть бути використані в авіамоделюванні та під час проектування літальних апаратів широкого призначення.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Дерягін В. Ф. Основи аерогідрогазодинаміки: Навч. посібн. – Кіровоград: ДЛАУ, 2006. – 192 с.
2. Городецький І., Тимочко В., Магац М. та ін. Аналіз стану виробничого травматизму як передумова управління процесами формування небезпечних подій. *Вісник Львівського НУП. Серія Агроінженерні дослідження*. Львів, 2023. № 27. С. 127–137. <https://doi.org/10.31734/agroengineering2023.27.127>.
3. Лемко О. Л. Аеродинаміка і стійкість літальних апаратів схеми «Літаюче крило». Київ, НТУУ «КПІ» 2011. – 321 с.
4. Лемко О. Л. Електронне навчальне видання «Аеродинамічні характеристики транспортних літаків та їх розрахунок» Київ: НТУУ «КПІ», 2012, 75 с. Режим доступу <http://library.kpi.ua:8080/handle/123456789/2215>
5. Пістун І. П., Березовецький А. П., Тимочко В.О., Городецький І. М. Охорона праці (гігієна праці та виробнича санітарія): навч. посібн. / за ред. І.П.Пістуна. Ч. І. Львів: Тріада плюс, 2017. 620 с.
6. Пістун І. П., Тимочко В.О., Городецький І. М., Березовецький А. П. Охорона праці (гігієна праці та виробнича санітарія): навч. посібн. / за ред. І.П.Пістуна. Ч. II. Львів: Тріада плюс, 2015. 224 с.
7. Пістун І.П., Березовецький А.П., Городецький І.М. Охорона праці на автомобільному транспорті: *навч. посіб.* Львів: Тріада плюс, 2009. 320 с.
8. Приходько А. А. Комп'ютерні технології в аеродинаміці і тепломасообміні. Київ : Наукова думка, 2003. 379 с.
9. Стукалець І., Коробка С., Цонинець Р. Використання SolidWorks Flow Simulation під час моделювання геометричних форм деталей кузовів автомобілів. *Вісник Львівського НАУ. Агроінженерні дослідження*. – 2021. № 25. – С. 127-142.

10. Стукалець І. Г. Основи інженерного аналізу технічних об'єктів. Курс лекцій для студентів інженерних спеціальностей. Львів : ЛНУП, 2022. – 109 с.
11. Тимочко, В., Городецький І., Бурнаєв О. та ін. Оцінка професійного ризику працівників під час обслуговування та ремонту електричного обладнання. *Вісник Львівського НАУ. Серія Агроінженерні дослідження*. 2024. №28. С. 227–235. <https://doi.org/10.31734/agroengineering2023.27.127>.
12. Цонинець Р. М. Аеродинамічне дослідження моделі автомобіля, створеної методом гібридного геометричного моделювання в середовищі SolidWorks. Матеріали Міжнародного студентського наукового форуму «Студентська молодь і науковий прогрес в АПК», 04–06 жовтня 2022 р. Львів, 2022.
13. Dmytriv, V., Dmytriv, I., Horodetskyi, I., Hutsol, T., Kukharets, S., Cesna, J., Bleizgys, R., Pietruszynska, M., Parafiniuk, S., Kubon, M., & Horetska, I. (2024). A Method for Simulating the Positioning Errors of a Robot Gripper. *Applied Sciences*, 14(14), 6159. <https://doi.org/10.3390/app14146159>.
14. Horodetskyi I. et al. Method of theory of dimensions in experimental research of systems and processes. *INMATEH-Agricultural Engineering*. Volume 65, No. 3. 2021. P. 233-240. DOI: <https://doi.org/10.35633/inmateh-65-24>.
15. Introduction to Computational Fluid Dynamics (Dmitri Kuzmin) <http://www.mathematik.uniortmund.de/kuzmin/cfdintro/cfd.html>.
16. J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics* (Boston: McGraw-Hill, 2001)
17. Deep Flight Super Falcon, http://www.deepflight.com/subs/df_superfalcon.htm
18. Deep Flight Challenger, http://deepflight.com/subs/df_challenger.htm.
19. Seaglider – Specifications, <http://www.apl.washington.edu/projects/seaglider/specifications.html>.
20. Charles C. Eriksen and others. Seaglider: A Long-Range Autonomous Underwater Vehicle for Oceanographic Research. // *IEEE Journal of Oceanic Engineering*. Vol. 26, No. 4, October 2001.

21. Airfoiltools.com [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<http://airfoiltools.com/>
22. Fortin G., Ilinca A., Brandi V. A new roughness computation method and geometric accretion model for airfoil icing. J. Aircraft. 2004. Vol. 41, No. 1. P. 119–127.
23. Основи аеродинаміки. <https://chota.plast.org.ua/materials/osnovy-aerodynamiky>.
24. Профіль крила літака та його характеристики.
<https://dzudzylo.com/aviatsiya/profil-kryla-litaka-ta-yoho-kharakterystyky.html>.
25. Сайт Атлонавіа [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу:
<https://athlonavia.com/uk-furia/>
26. Solidworks Simulation CFD [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.solidworks.com/>