

**Міністерство освіти і науки України
Національний авіаційний університет**

АЛЕКСЄЄНКО СЕРГІЙ ВІКТОРОВИЧ



УДК 532.516 (045.03)

**НАУКОВО-МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ МОДЕЛЮВАННЯ ЗЛЕДЕНІННЯ
АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

01.02.05 – механіка рідини, газу та плазми

**Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук**

Київ – 2019

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана на кафедрі механотроніки Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти та науки України.

Науковий консультант: доктор фізико-математичних наук, професор,
Приходько Олександр Анатолійович,
Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара МОН України, завідувач кафедри механотроніки

Офіційні опоненти: доктор фізико-математичних наук, професор,
член-кореспондент НАН України,
Воропаєв Геннадій Олександрович,
Інститут гідромеханіки НАН України,
заступник директора з наукової роботи

доктор технічних наук, професор,
Українець Євген Олександрович,
Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба МО України,
професор кафедри конструкції та міцності літальних апаратів та двигунів

доктор технічних наук, професор,
Яковенко Вадим Олександрович,
Університет митної справи та фінансів МОН України,
професор кафедри комп'ютерних наук та інженерії програмного забезпечення

Захист відбудеться «06» грудня 2019 р. о 15:00 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.05 при Національному авіаційному університеті МОН України за адресою: 03058, м. Київ, пр. Космонавта Комарова 1, ауд. 9-207.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного авіаційного університету МОН України за адресою: 03058, м. Київ, пр. Космонавта Комарова, 1.

Автореферат розісланий «04» листопада 2019 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради Д 26.062.05



К.В. Дорошенко

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Зледеніння літальних апаратів в польоті – загальноновизнана серйозна проблема безпеки, якій останнім часом у всьому світі приділяється все більше уваги. В певних льотних умовах переохолоджені краплі води, що містяться в хмарах, можуть замерзати, потрапляючи на передній край фюзеляжу, крил, на елементи оперення, деталі авіаційних двигунів. При цьому крига, що наростає, чинить вплив на аеродинамічні характеристики літального апарату, його керованість та експлуатаційні характеристики, а ступінь цього впливу залежить від місця розташування, кількості і типу криги, а також від конструкції самого літального апарату. Найбільш загальними негативними явищами, які можуть бути викликані зледенінням аеродинамічних поверхонь, є зменшення підйомної сили і кута зриву потоку з крила та елементів хвостового оперення, втрата поздовжньої стійкості. Крім того, накопичений шар криги руйнує гладку структуру течії, викликає втрату тяги, зростання турбулентного сліду, збільшення лобового опору, призводить до збільшення ваги. При цьому збільшення ваги літального апарату грає вторинну роль у порівнянні з негативними ефектами, викликаними змінами режиму обтікання.

Розробка систем захисту від зледеніння та визначення їх ефективності є дуже складною проблемою, яка охоплює різні дослідницькі напрями, такі як метеорологія, аеродинаміка, тепломасообмін, фізика фазових переходів, матеріалознавство. Згідно з прийнятими стандартами безпеки основними інструментами досліджень, які повинні бути включені в план сертифікації літаків для польотів в умовах зледеніння, є: льотні випробування в природних умовах зледеніння, а також із застосуванням розпилювальних систем, які встановлені на літаку, що летить попереду, і створюють хмару, яка викликає зледеніння; експерименти в аеродинамічних трубах, як «сухих», так і тих, що моделюють умови зледеніння; чисельні методи.

При цьому необхідно зазначити, що льотні випробування хоча і є найбільш достовірним засобом досліджень, та все ж мають деякі істотні недоліки. Окрім їх надзвичайно високої вартості вони, в даному випадку, не є вичерпним і достатньо інформативним інструментом, оскільки, з одного боку, існують складнощі з визначенням місця розташування хмар, що викликають зледеніння і забезпеченням повторюваності умов експерименту, а з іншого боку, беручи до уваги небезпеку ситуації, значно звужується діапазон прийнятних умов експерименту, особливо за наявності в атмосфері великих переохолоджених крапель. Наземні експериментальні методи також вимагають використання дорогого та складного обладнання – охолоджуваних високошвидкісних аеродинамічних труб, які обладнані системою відтворення умов, що викликають зледеніння. Такі методи, хоча і дозволяють значно розширити діапазон параметрів, які досліджуються, однак, також не дають повного уявлення про розподіл параметрів повітряно-крапельного потоку в досліджуваній області. Крім того, експерименти, що проводяться в наземних умовах, не можуть точно відтворити умови зледеніння в польоті та вимагають використання масштабних моделей. В результаті, з метою скорочення часу і вартості розробки систем захисту від зледеніння, оцінки їх

ефективності, розуміння особливостей впливу зміни геометрії аеродинамічних поверхонь внаслідок утворення крижаних наростів на картину течії і, відповідно, для створення найбільш досконалих систем захисту від зледеніння в сучасних умовах, виникає необхідність в застосуванні методів чисельного моделювання.

До теперішнього часу в різних країнах розроблено ряд відомих методик і програмних продуктів, які дозволяють моделювати процеси зледеніння (LEWICE, ONERA, CANICE та ін.). В них, як правило, зовнішній повітряно-крапельний потік описується за допомогою рівнянь потенціалу і траєкторної моделі, а опис процесу наростання криги заснований на підході, запропонованому в 1953 році Messinger, з використанням напівемпіричних залежностей. Такі методики мають обмежене застосування у випадку досить великих швидкостей і складних форм крижаних наростів (через наявність локальних трансзвукових зон і значних градієнтів тиску), конфігурацій з мультитілами, нехтують передісторією потоку, не дозволяють оцінювати вплив шорсткуватих наростів криги, що утворюється, на аеродинамічні характеристики профілю, мають обмежене застосування при переході до задач в тривимірній постановці, містять деякі протиріччя при описі фізичної картини і, відповідно, термодинаміки процесу наростання криги. Є програмними комплексами, в складі яких окремі програми використовуються для розрахунку форми крижаного наросту та розрахунку аеродинамічних характеристик обтічного тіла з наростом криги. Необхідно також відзначити, що використання цих програмних продуктів може бути заборонено за межами країни-розробника, або передбачає прийняття ліцензійних умов, що містять обмеження для використання в інших країнах останніх версій продукту.

Таким чином, з метою убезпечення польотів літальних апаратів, що розробляються, в несприятливих метеорологічних умовах є актуальною проблема розвитку чисельних методик і моделей, які б дозволяли для заданої конструкції літального апарату оцінювати небезпеку польоту в певних метеорологічних умовах (в рамках, що відповідають визначеним Авіаційними правилами Міждержавного авіаційного комітету, частини 25, сертифікаційними специфікаціями Європейського агентства з безпеки польотів, а також Додатками С і О розділу 14 Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частини 25) при різних кутах атаки на всіх етапах польоту; відповідно до вимог, що пред'являються при сертифікації літальних апаратів, визначати місця виникнення криги, її форму і ступінь впливу на аеродинамічні характеристики і керованість як обладнаного, так і необладнаного системою захисту від зледеніння літального апарату, а також криги, яка наростає протягом циклу спрацювання системи протизледеніння, що і буде становити мету дисертаційної роботи.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Робота виконана відповідно до плану науково-дослідних робіт Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, а також в рамках наукових програм, бюджетних тем і фундаментальних досліджень: державної бюджетної теми № 1-277-13 «Комплексні дослідження аеродинамічних та акустичних процесів у механіці вітроенергетичних установок» (№ держреєстрації 0113U003033); бюджетної програми з навчання студентів і аспірантів, а також стажування наукових і науково-педагогічних працівників у провідних закордонних

вищих навчальних закладах та наукових установах в 2013/2014 роках; державної бюджетної теми № 1-318-16 «Комплексне математичне та експериментальне моделювання режимів обтікання та обмерзання поверхонь літальних апаратів та їх елементів» (№ держреєстрації 0116U001524).

Метою дисертаційної роботи є розробка наукових та методологічних основ для створення математичних моделей, методик, алгоритмів і програм, що описують процеси гідроаеродинаміки і тепломасопереносу з урахуванням фазових переходів, що відбуваються при зледенінні літальних апаратів.

Завдання дослідження, які вирішені в процесі виконання роботи:

1. Проведено експериментальні дослідження процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь: взаємодія переохолоджених крапель води з поверхнею, що обтікається, механізм замерзання вологи та її подальше переміщення уздовж поверхні, що вкривається кригою.

2. На основі проведених експериментальних досліджень вдосконалена методика моделювання наростання криги на обтічній поверхні.

3. Розроблено методику розрахунку обтікання профілю крила повітряно-крапельним в'язким стисливим потоком, що описує процес осадження вологи на обтічну поверхню, з використанням модифікації моделі турбулентності, яка враховує шорсткість поверхні. Проведена верифікація методики шляхом порівняння результатів розрахунків з відомими розрахунковими і експериментальними, а також власними експериментальними даними.

4. Наведено розв'язок задачі зледеніння літального апарату в тривимірній постановці на прикладі крила ONERA M6.

5. Визначений, виділений (відповідно до Авіаційних правил Міждержавного авіаційного комітету, частини 25, сертифікаційних специфікацій Європейського агентства з безпеки польотів, а також Додатків С і О розділу 14 Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частини 25) і досліджений діапазон льотних і метеорологічних параметрів, в якому виникає зледеніння. Результати досліджень представлені у вигляді чотирипараметричних номограм, що дозволяють оцінити небезпеку виникаючого зледеніння в заданих умовах.

6. Вивчено можливі форми криги, що утворюються на аеродинамічних поверхнях літальних апаратів на різних етапах польоту, в тому числі і при активній системі анти-, протизледеніння, та її вплив на картину течії і на аеродинамічні характеристики профілів. Проведено експериментальні дослідження впливу криги на аеродинамічні характеристики профілю крила.

7. Запропоновано методику визначення, згідно існуючій системі оцінки умов зледеніння, ступеню негативного впливу зледеніння на літальний апарат, який має певні компоновку, конфігурацію і розміри в заданих метеорологічних і льотних умовах.

Об'єктом дослідження є дозвукові течії в'язкого стисливого повітряно-крапельного потоку з рухомими межами.

Предмет дослідження – процеси газодинаміки та тепломасообміну при наявності фазових переходів і вільних меж.

Наукова новизна отриманих результатів:

– Вперше в аеродинамічній трубі, що відтворює умови зледеніння, з використанням високошвидкісної фотокамери, проведені комплексні дослідження процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь: виявлені нові закономірності мікрофізики процесу взаємодії переохолоджених крапель води з обтічною поверхнею аеродинамічного профілю, процесу замерзання нерухомої переохолодженої поверхневої краплі, а також мікроструктури криги, що утворюється.

– На основі нових експериментальних даних отримала подальший розвиток традиційна методика моделювання зледеніння аеродинамічних поверхонь, що полягає в розділенні процесів утворення об'ємної структури крига-вода і подальшого повного замерзання цієї структури, що дозволяє більшою мірою враховувати надзвичайно складні для математичного опису реальні фізичні процеси.

– Вперше до вирішення проблеми чисельного моделювання зледеніння літальних апаратів реалізовано підхід, який відрізняється тим, що дозвукове обтікання тіл повітряно-крапельним в'язким стисливим потоком описано з використанням моделі взаємопроникних середовищ в тривимірній постановці, з урахуванням виявлених особливостей мікрофізики процесу зледеніння, шорсткості поверхні, та в якому розрахунок конвективного теплообміну виконано за визначеним температурним полем. Цей підхід, на відміну від існуючих, дозволяє виключити недоліки, пов'язані із використанням одновимірних напівемпіричних співвідношень, та більш точно і в більш широкому діапазоні параметрів описувати зміну геометрії обтічних тіл і враховувати вплив цієї зміни на аеродинамічні характеристики.

– За допомогою розробленого програмного забезпечення на прикладі профілю НАСА 0012 вперше проведено систематичні дослідження в широкому діапазоні льотних і метеорологічних параметрів; результати розрахунків представлені у вигляді чотирипараметричних номограм, що дозволяють оцінити небезпеку польоту в заданих умовах.

На захист виносяться такі положення дисертаційного дослідження:

1. Встановлені фізичні закономірності та особливості процесу затвердіння переохолодженої рідини та її переміщення вздовж обтічної поверхні.

2. Програмно-методичне забезпечення для тривимірного розрахунку процесу наростання криги на аеродинамічних поверхнях з урахуванням попереднього переходу переохолодженої рідини в стан термодинамічної рівноваги з утворенням об'ємної структури крига-вода і подальшого повного замерзання цієї структури.

3. Методологія тривимірного моделювання зледеніння літальних апаратів під час польоту у повітряно-крапельному стисливому в'язкому середовищі на основі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса із застосуванням моделі взаємопроникних середовищ та з урахуванням шорсткості поверхні.

4. Результати багатопараметричних систематичних розрахунків, що проведені у широкому діапазоні параметрів та оформлені у вигляді чотирипараметричних номограм.

5. Запропонована методика визначення ступеню негативного впливу зледеніння, в заданих метеорологічних і льотних умовах, на літальний апарат, який має певні компоновку, конфігурацію і розміри.

Достовірність наукових положень дисертації забезпечується: використанням фундаментальних законів механіки рідини і газу, коректною постановкою граничних умов, задовільним узгодженням між собою числових, аналітичних і експериментальних даних, отриманих в роботі, а також відповідністю отриманих результатів відомим експериментам і розрахунковим даним інших авторів.

Практичне значення отриманих результатів. Розроблене програмно-методичне забезпечення може бути використане поряд з льотними випробуваннями в природних та імітованих умовах зледеніння, а також наземними експериментами для моделювання процесу формування крижаних наростів, в тому числі криги, що утворюється при роботі системи протизледеніння, теплової системи антизледеніння в умовах виникнення «бар'єрної» криги в заданих метеорологічних умовах і оцінки впливу таких наростів на експлуатаційні характеристики літальних апаратів. Отримані результати представляють практичний інтерес для ДП «Антонов», та можуть бути використані при розробці систем захисту від зледеніння та проектуванні нових типів повітряних суден. Також результати досліджень було використано при вдосконаленні програмно-методичного забезпечення ДП КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля, що описує процеси взаємодії крапель води з поверхнею паливних відсіків з криогенними компонентами, а також при розрахунку швидкості наростання криги на оболонці паливного відсіку в процесі підготовки ракети-носія до запуску.

Методи досліджень. В роботі використані сучасні теоретичні та експериментальні методи дослідження. Теоретична частина роботи ґрунтується на використанні аналітичних методів, а також математичних моделей та методів обчислювальної аерогідродинаміки, що засновані на розв'язанні рівнянь Нав'є-Стокса з використанням моделі турбулентної в'язкості з урахуванням шорсткості поверхні. Експериментальна частина роботи ґрунтується на методах спостереження за допомогою високошвидкісної камери, відтворення умов зледеніння та визначення аеродинамічних характеристик моделі крила в аеродинамічній трубі.

Результати чисельних розрахункових досліджень порівнювались з результатами натурних фізичних експериментів, виконаних у Технічному університеті Брауншвейга, Національному аерокосмічному університеті ім. Н.Є. Жуковського «ХАІ», а також в дослідницькому центрі імені Джона Гленна.

Особистий внесок здобувача. Основні результати досліджень отримані автором самостійно. За результатами дисертації опубліковані 7 наукових робіт [5, 21, 22, 23, 30, 31, 36] без співавторів. У роботах, опублікованих у співавторстві, постановка завдання виконана спільно; здобувачеві належить удосконалення алгоритмів і розробка програм, блоки, що описують наростання криги, тестування програмно-методичного забезпечення і порівняння отриманих результатів з даними експериментів і розрахунками інших авторів, проведення чисельних експериментів і аналіз отриманих результатів. У роботах [13, 15] автору належить участь у проведенні експериментів в Інституті адаптотроніки і функціоінтеграції

Технічного університету Брауншвейга, а також аналіз отриманих результатів. У дослідженнях [38] автор приймав участь в розробці плану, підготовці до проведення експериментів в Національному аерокосмічному університеті ім. Н.С. Жуковського «ХАІ» та аналізі результатів. Доповіді на 19-ти конференціях і семінарах виконані особисто автором, інші доповіді виконані співавторами.

Апробація результатів дисертації. Основні положення і результати дисертаційної роботи доповідалися і обговорювалися на:

- XII міжнародній школі-семінарі «Моделі і методи аеродинаміки» (м. Євпаторія, 2012);

- GAMM 2013. 84th Annual Meeting of the International Association of Applied Mathematics and Mechanics (Novi Sad, Serbia, 2013);

- XIII міжнародній школі-семінарі «Моделі і методи аеродинаміки» (м. Євпаторія, 2013);

- XVI міжнародному симпозиумі «Методи дискретних особливостей в задачах математичної фізики» (м. Харків-Херсон, 2013);

- XI міжнародній науковій конференції «Актуальні питання теплофізики та фізичної гідрогазодинаміки» (м. Алушта, 2013);

- Семінарі Інституту адаптотроніки та функціоінтеграції технічного університету Брауншвейга (м. Брауншвейг, Німеччина, 2014);

- Семінарі кафедри механотроніки Дніпропетровського національного університету імені Олеся Гончара (м. Дніпропетровськ, 2015);

- Міжнародної конференції SAE (м. Прага, Чехія, 2015);

- XV Мінському міжнародному форумі по тепломасообміну (м. Мінськ, Білорусь, 2016);

- Всеукраїнській Науковій конференції «Диференціальні рівняння та проблеми аерогідромеханіки й тепломасопереносу» (м. Дніпро, 2016);

- П'ятій міжнародній науково-практичній конференції «Комп'ютерна гідромеханіка» (м. Київ, 2016);

- Міжнародній молодіжній науково-практичній конференції «Людина і космос» (м. Дніпро, 2017);

- XIII Міжнародній науково-технічній конференції «АВІА-2017» (м. Київ, 2017);

- II Міжнародній конференції «Fluid Dynamics & Aerodynamics» (м. Рим, Італія, 2017);

- Міжнародній молодіжній науково-практичній конференції «Людина і космос» (м. Дніпро, 2018);

- Семінарі кафедри механотроніки Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара (м. Дніпро, 2018);

- Міжкафедральному науковому семінарі кафедри «Авіаційних двигунів» та кафедри «Аеродинаміки та безпеки польотів ЛА» Національного авіаційного університету (м. Київ, 2018);

- Міжнародній молодіжній науково-практичній конференції «Людина і космос» (м. Дніпро, 2019);

- Під час програми академічної мобільності «Мевлана» на факультеті природних наук Караманського університету ім. Махмедбея (м. Караман, Туреччина, 2019);

- Семінарі Інституту гідромеханіки НАН України (м. Київ, 2019);
- Сьомій міжнародній конференції «Космічні технології: сьогодення та майбутнє» (м. Дніпро, 2019);
- ХІХ міжнародному симпозиумі «Методи дискретних особливостей в задачах математичної фізики» (м. Одеса, 2019).

Публікації. Результати дисертації опубліковано у 39 роботах: у главі монографії (у співавторстві), 22 статті у фахових вітчизняних та зарубіжних виданнях (з них 5 одноосібні), 1 стаття в періодичному науковому виданні, 15 робіт в збірниках праць та тез міжнародних конференцій. З опублікованих робіт 6 індексовані у міжнародних наукометричних базах Scopus та Web of Science.

Структура й обсяг дисертаційної роботи. Дисертація складається зі вступу, семи розділів, висновків, додатків та списку використаних джерел з 228 найменувань. Робота включає 268 сторінок основного тексту, 110 рисунків, 13 таблиць, усього 372 сторінки.

Автор висловлює щиру вдячність науковому консультантові доктору фізико-математичних наук, професору Олександру Анатолійовичу Приходько за постійну увагу до роботи та корисні дискусії.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі розкрито сутність і стан наукової проблеми, обґрунтовано важливість і актуальність теми дисертації, викладена мета роботи і сформульовані основні положення, які виносяться на захист, аргументована наукова новизна і практична цінність отриманих результатів.

У першому розділі здійснено аналіз сучасного стану питання.

Вагомий внесок у вирішення проблеми дослідження зледеніння літальних апаратів під час польоту в несприятливих метеорологічних умовах внесли представники світової та української наукових шкіл, зокрема відомі дослідники та вчені: Messinger B.L., Ludlam F.H., Brumby R.E., Wright W.B., Papadakis M., Gent R.W., Guffond D., Addy H.E., Bragg M.B., Dillingh J.E., Sebeci T., Lozowski F.H., Shin J., Potarczuk M.G., Al-Khalil K.M., Bond T., Fortin G., Мазін І.П., Трунов О.К., Мещерякова Т.П., Тенішев Р.Х., Зуєв А.С., Приходько О.А., Іщенко С.О., Ударцев Є.П., Касьянов В.О. та ін.

У розділі наведено основні метеорологічні та льотні параметри, а також виконано огляд типів хмар, при польоті в яких можливе виникнення зледеніння. Описано типи криги і перераховано фактори впливу крижаних наростів на характеристики літального апарату, наведено класифікацію систем захисту від зледеніння. Виконано огляд експериментальних та теоретичних досліджень проблеми зледеніння, моделей і методів моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь. Сформульовано основні проблеми, які виникають при розробці систем захисту від зледеніння.

За результатами огляду визначено мету роботи, обрано і обґрунтовано напрями досліджень.

Другий розділ присвячено експериментальним дослідженням процесу зледеніння. Представлені результати трьох серій експериментів, присвячених вивченню процесу кристалізації невеликих об'ємів поверхневої переохолодженої

води, фізики процесу взаємодії переохолоджених крапель води, що влітають із зовнішнього потоку, із поверхнею зледеніння профілю крила, а також мікроструктури наростаючої криги. Експериментальні дослідження були проведені в Інституті адаптотроніки і функціоінтеграції технічного університету Брауншвейга на установці, що моделює умови зледеніння [13].

Експериментальна установка представляла собою аеродинамічну трубу незамкненого типу (рис. 1) з перерізом робочої частини $0,45 \times 0,45$ м, що дозволило проводити експерименти зі швидкістю повітряного потоку до 40 м/с. Аеродинамічна труба була обладнана системою розпилення води та цілком поміщена в охолоджувану термоізольовану камеру з внутрішніми розмірами $4 \times 4 \times 9$ м. Температура повітря підтримувалася автоматично в діапазоні від 0 °С до -20 °С з використанням охолоджуючого агрегата потужністю 24 кВт.

В експериментах використовувався алюмінієвий профіль НАСА 0015 з довжиною хорди 30 см, розташований горизонтально під нульовим кутом атаки. Для отримання фотографічних даних використовувалася PCO.DIMAX високошвидкісна камера, обладнана 100 мм макрооб'єктивом, яка дозволяла виконувати серію знімків з частотою до 57 000 кадрів на секунду з роздільною здатністю 195×148 пікселів (при цьому область 50×50 пікселів відповідала 1 мм^2 реального розміру отриманого зображення, що дозволило відстежувати поведінку крапельок розміром більше 20 мкм).

Перша серія експериментів [15] була присвячена дослідженню процесу кристалізації нерухомої переохолодженої краплі води, що знаходиться на алюмінієвій пластині. Було встановлено, що процес замерзання переохолодженої краплі води, що міститься в поверхневій краплі, відбувається в кілька етапів: попередній розігрів води і зародження мікрочастин криги, відносно швидкий (в умовах проведеного експерименту триває $\sim 0,05$ с), утворення просторової структури крига-рідина з переходом у стан термодинамічної рівноваги біля температури затвердіння і більш повільний процес (який триває близько декількох секунд) повного замерзання краплі (рис. 2). Також було виявлено, що в експериментах, в разі примусового ініціювання процесу замерзання переохолодженої краплі за допомогою механічного впливу, утворення первинних крижаних структур починається з затримкою $\sim 0,018$ с після зовнішнього впливу.

У другій серії експериментів [13] було вивчено процес взаємодії крапель, що влітають, з поверхнею обтікання. Особливу увагу було приділено початковій фазі зледеніння профілю НАСА 0015 (рис. 3–4). Встановлено, що проміжок часу від моменту контакту краплі з поверхнею до завершення процесу інтенсивного розбризкування становить $\sim 2 \times 10^{-4}$ сек.

Ця серія експериментів дозволила проаналізувати вплив температури навколишнього середовища на механізм затвердіння поверхневої вологи в області гальмування і на деякій відстані від області гальмування (рис. 5), а також вивчити поведінку крапель, що випадають на аеродинамічну поверхню при від'ємних і позитивних температурах навколишнього середовища.

Отримані дані були оброблені за допомогою цифрових програм візуалізації. Були створені цифрові кінофільми з метою вивчення динаміки розвитку процесу та елементів шорсткості. На основі проведених досліджень встановлено закономірності процесів зледеніння і розвитку шорсткостей на мікрорівні.

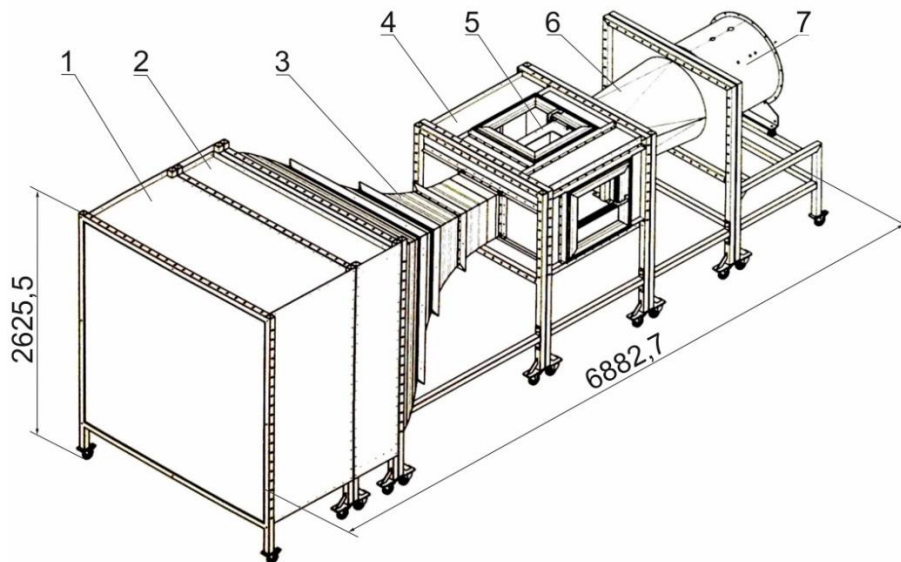
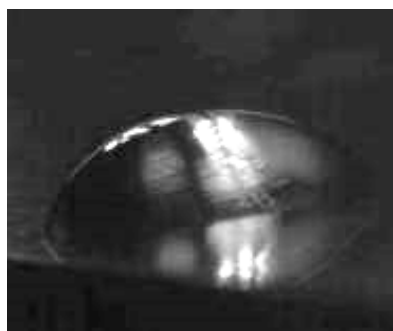


Рисунок 1 – Схема експериментальної установки: 1 – хонейкомб, 2 – система розпилення, 3 – конфузор, 4 – камера Ейфеля, 5 – робоча частина, 6 – дифузор, 7 – вентилятор і двигун

У третій серії експериментів була досліджена мікроструктура крижаного наросту, що утворюється на поверхні, та його зміна в залежності від температури, водності і розміщення на профілі крила (рис. 6).

На підставі проведених експериментальних досліджень зроблено висновок про те, що у вологому режимі основне замерзання поверхневої рідини відбувається з боку криги, що має горбисту поверхню, причому «горбики» в процесі теплообміну відіграють роль «містків холоду» (рис. 7). Вода на поверхні криги знаходиться в западинах між «горбиками». Зі зниженням температури «горбики» мають тенденцію до зростання і з плином часу набувають форми «стовпчиків» або «голочок» (рис. 5). У деяких режимах при відносно невеликій від'ємній температурі і високій водності набігаючого потоку, рідина на поверхні може приймати складну просторову форму, оминаючи «горбики» криги, і переміщуючись під дією аеродинамічних сил. Однак механізм розбризкування з подальшим «підхопленням» зовнішнім потоком і «вторинним» випадінням, а також «перестрибуванням» рідини в результаті зіткнення переохолоджених крапельок із поверхнею зледеніння, є єдиним при переміщенні рідини по/уздовж поверхні в області гальмування у всьому діапазоні температур. Встановлений механізм переміщення рідини вздовж поверхні зледеніння також дає істотний внесок (а при більш низьких температурах – основний) в процес руху рідини на віддаленні нижче за потоком (рис. 8).

Оскільки, як показано вище, існує затримка в часі з моменту впливу на переохолоджену поверхневу краплю до моменту початку утворення первинної просторової крижаної структури, зроблено припущення, що цей фізичний феномен також справедливий і в разі взаємодії переохолоджених крапельок, що влітають, з обтічною поверхнею. Час цієї затримки і тривалість самого процесу утворення крижаної структури виявляється на два порядки більше часу розбризкування поверхневих крапель.



$t = 0,0125 \text{ c}$



$t = 0,020 \text{ c}$



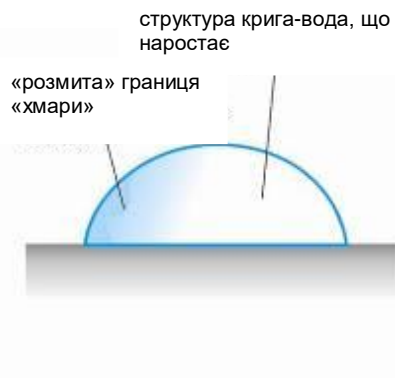
$t = 0,035 \text{ c}$



а)



б)



в)



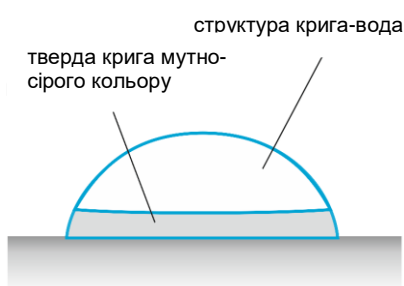
$t = 0,24 \text{ c}$



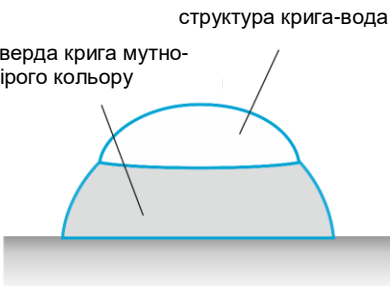
$t = 1,39 \text{ c}$



$t = 2,82 \text{ c}$



г)



д)



е)

Рисунок 2 – Мимовільний процес замерзання переохолодженої поверхневої краплі: а) - в) – перша фаза, утворення «хмарної», розподіленої за об'ємом структури крига-вода; г) - е) – друга фаза, затвердіння краплі з боку пластини, наявність чіткої межі розподілу фаз

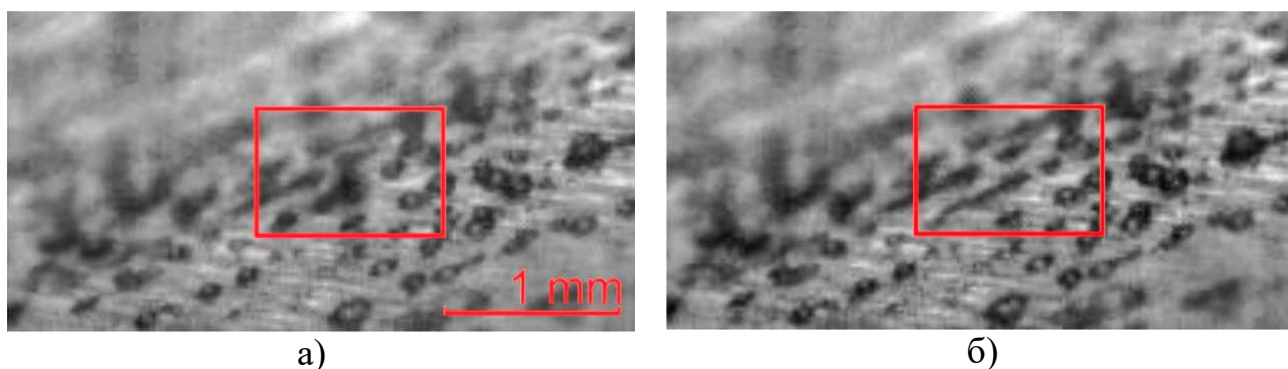


Рисунок 3 – Початковий етап процесу зледеніння (при температурі $-15.0\text{ }^{\circ}\text{C}$).

Взаємодія крапельки, що випадає з поверхневими, частково замерзлимими краплями: а) – зіткнення крапельки, що влітає з поверхневою краплею, б) – поділ загального об'єму рідини після зіткнення на окремі поверхневі краплі

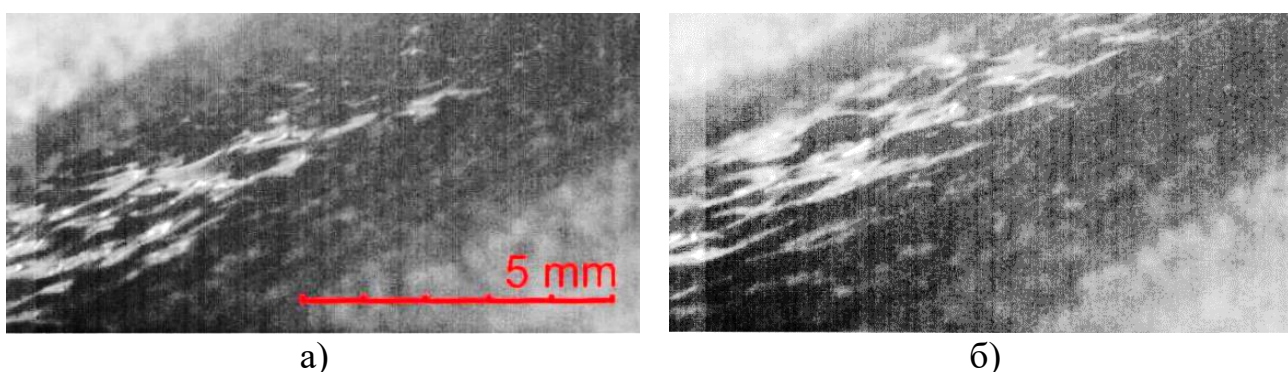


Рисунок 4 – Переміщення рідини по «горбкуватій» крижаній поверхні, що утворилася з самого початку (при температурі $-10.0\text{ }^{\circ}\text{C}$): а) – накопичення рідини, що незамерзла, в області гальмування потоку, б) – заповнення рідиною простору між крижаними «горбками»

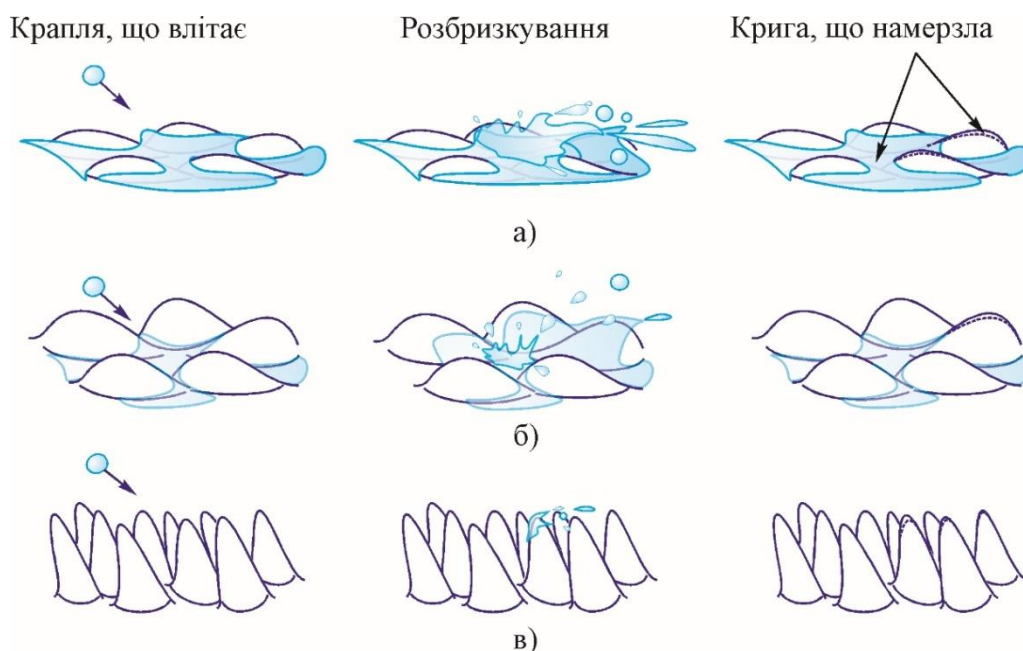


Рисунок 5 – Вплив температури навколишнього середовища на механізм затвердіння поверхневої вологи: а) $-2.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, б) $-10.0\text{ }^{\circ}\text{C}$, в) $-15.0\text{ }^{\circ}\text{C}$

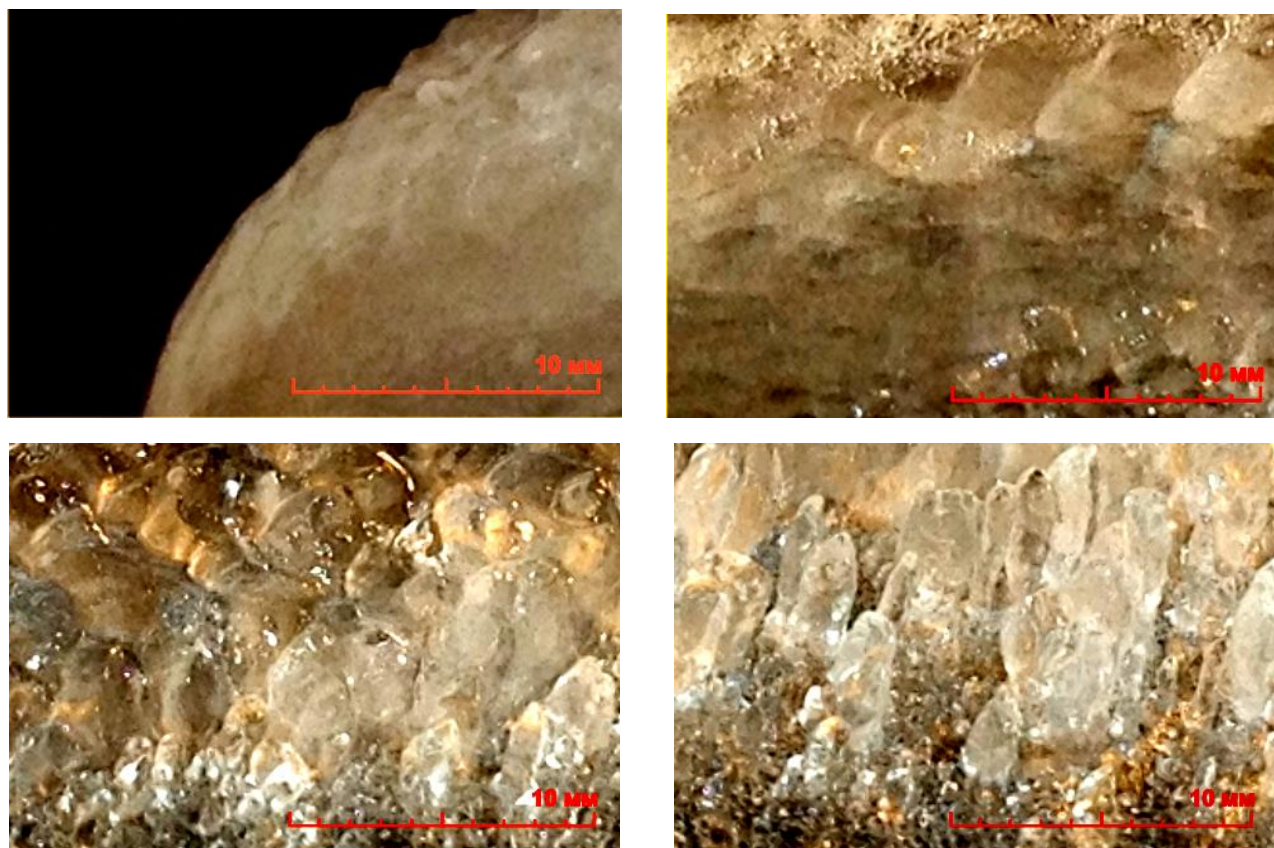


Рисунок 6 – Зміна структури криги, яка утворилася на поверхні профілю, по мірі віддалення від точки гальмування (при температурі -10.0°C)

Таким чином, можна зробити висновок про незначний вплив просторової крижаної структури на характер переміщення рідини вздовж обтічної поверхні. На підтвердження говорить і той факт, що при невеликих від'ємних температурах (коли відбувається найбільш інтенсивне переміщення рідини уздовж обтічної поверхні) частка замерзлої води на цьому попередньому етапі становить лише $\sim 1/80$.

Прийнято припущення про справедливість відкритих закономірностей фізичної картини процесу зледеніння обтічної поверхні і механізму переміщення рідини уздовж цієї поверхні і для більш широкого діапазону швидкостей набігаючого потоку і розмірів переохолоджених крапель.

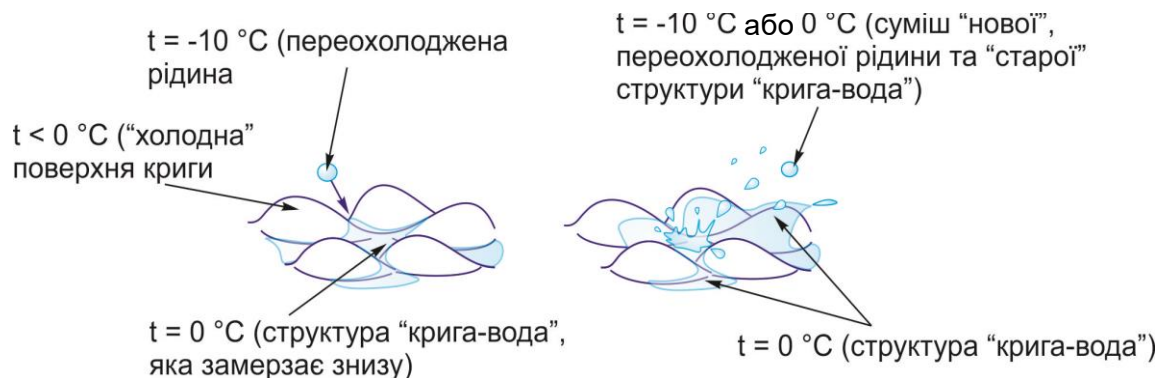


Рисунок 7 – Розподілення температури на обтічній поверхні (при температурі зовнішнього повітряно-крапельного потоку $t = -10^{\circ}\text{C}$)

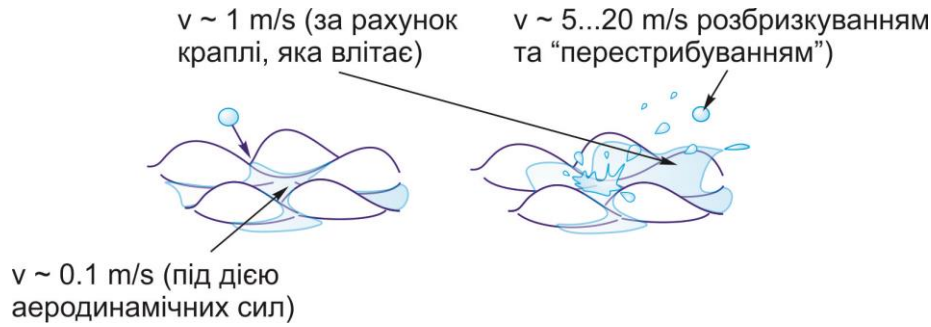


Рисунок 8 – Механізм переміщення рідини уздовж обтічної поверхні (при швидкості зовнішнього повітряно-крапельного потоку $v_\infty = 33 \text{ м/с}$)

У третьому розділі наведено методику моделювання та розрахунку процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь. Для опису процесу наростання криги в роботі було використано метод поверхневих контрольних об'ємів (рис. 9). Рівняння масового та теплового балансів отримано на підставі законів збереження маси, енергії і кількості руху для контрольного об'єму, розташованого на поверхні обтічного тіла.

Відповідно до результатів експериментальних досліджень було зроблено наступні припущення та спрощення:

- переміщення рідини вздовж обтічної поверхні, яке відбувається за допомогою «вихлюпувань», при зіткненні з поверхнею зледеніння крапель, що влітають, «перестрибувань» та розбризкування, з подальшим випадінням рідини нижче за потоком, а також перетікання між «горбиками» криги під дією аеродинамічних сил розглядається як усереднений усталений рух;

- процес кристалізації рідини в контрольному об'ємі відбувається в два етапи: відносно швидке утворення просторової структури «крига-вода» в об'ємі «нової» переохолодженої рідини, що влітає із зовнішнього потоку, в пропорції f_i (яка визначається температурою переохолоджених крапель) і, більш повільне, повне затвердіння, з боку вже існуючої криги, структури «крига-вода», що міститься в контрольному об'ємі, в пропорції n ;

- рідина у вигляді структури «крига-вода», яка потрапляє із сусідніх контрольних об'ємів, та залишає контрольний об'єм, що розглядається, знаходиться в стані термодинамічної рівноваги та має усереднену за об'ємом температуру, яка дорівнює температурі затвердіння води;

- залишає контрольний об'єм структура «крига-вода» в пропорції f_{icp} (усереднене значення за об'ємом рідини f_i і f_{i-1cp});

- площа поверхні випаровування приймається рівною площі зовнішньої поверхні контрольного об'єму;

- випаровування і сублімація структури «крига-вода» відбувається в пропорції f_{icp} ;

- нижня границя зовнішньої розрахункової області проходить по вершинах нерівностей, де швидкість повітряно-крапельного потоку приймаємо рівною нулю.

При цьому, процес зледеніння аеродинамічної поверхні розбитий на кроки за часом, протягом яких процес наростання криги вважатимемо квазістаціонарним, тобто всі параметри потоку, що набігає, а також масові та теплові потоки

приймаються постійними протягом цього кроку і відповідними моменту його початку. Фізичні перетворення в межах кроку за часом відбуваються миттєво.

Рівняння балансу маси. Розглянемо контрольний об'єм (рис. 9), розташований на поверхні обтічного тіла. Маса рідини, яка входить в контрольний об'єм за розглянутий проміжок часу m_{in} складається з: маси води, що осаджується із зовнішнього повітряно-крапельного потоку у вигляді переохолоджених крапельок m_{cap} , маси рідини у вигляді структури «крига-вода», яка переміщується із сусідніх контрольних об'ємів $\sum m_{rbin}$:

$$m_{in} = m_{cap} + \sum m_{rbin} . \quad (1)$$

Маса води, що влітає із зовнішнього потоку – маса частини переохолоджених крапельок води, що знаходяться в зовнішньому повітряно-крапельному потоці, які зіштовхуються з обтічною поверхнею. У разі застосування моделі взаємопроникних середовищ:

$$m_{cap} = \sum_{k=1}^n (\rho_{jk} U_{jnk}) \Delta s \Delta t_{acc} , \quad (2)$$

де ρ_{jk} – концентрація переохолоджених крапельок в повітряно-крапельному потоці біля поверхні обтічного тіла, відповідна k -му інтервалу розподілу, U_{jnk} – нормальна до обтічної поверхні складова швидкості крапельок, відповідна k -му інтервалу розподілу, n – кількість інтервалів розподілу, Δs – площа контрольного об'єму, Δt_{acc} – крок за часом наростання криги.

Маса структури «крига-вода», яка переміщується із попереднього контрольного об'єму m_{rbin} може бути представлена, як сума рідкої m_{rbinw} та крижаної $m_{rbinice}$ складових:

$$m_{rbin} = m_{rbinw} + m_{rbinice} , \quad (3)$$

де $m_{rbinice} = m_{rbin} \cdot f_{i-1_{cp}}$, $f_{i-1_{cp}}$ – усереднена за об'ємом доля криги в структурі «крига-вода» в попередньому контрольному об'ємі.

З іншого боку, маса рідини, що входить в контрольний об'єм m_{in} , витрачається на масу рідини, яка залишає контрольний об'єм m_{out} і масу криги, що утворилася на протязі кроку за часом наростання криги m_{ice} :

$$m_{in} = m_{out} + m_{ice} . \quad (4)$$

Маса рідини, що вибуває, у загальному випадку складається з чотирьох складових: маси сублимованої криги m_{sub} , маси води, що випарувалась m_{evap} , маси рідини у вигляді структури «крига-вода», що переміщується в сусідні контрольні

об'єми $\sum m_{rbout}$, маси віднесеної потоком рідини m_{shw} і маси вирваної потоком криги m_{shi} :

$$m_{out} = m_{sub} + m_{evap} + \sum m_{rbout} + m_{shw} + m_{shi} \quad (5)$$

Маса сублімованої криги і маса випаруваної води, m_{sub} та m_{evap} – частини крижаної маси і маси рідкої води, які випаровуються в повітря під впливом перепаду температур в примежовому шарі. Маса віднесеної рідини m_{shw} – частина маси рідини, що знаходиться всередині контрольного об'єму, яка виривається потоком, що набігає під впливом дотичних напружень. Вона може бути визначена за числом *Weber*, використовуючи емпіричні співвідношення.

При наявності зриву потоку вважатимемо, що вся рідина, що витікає з контрольного об'єму, відноситься зовнішнім потоком. Маса вирваної криги m_{shi} – частина крижаної маси, що знаходиться в контрольному об'ємі, яка викидається в повітря внаслідок відриву кристалів криги під дією аеродинамічної сили.

Маса структури «крига-вода», яка залишає контрольний об'єм m_{rbout} може бути представлена, як сума рідкої m_{rbout_w} та крижаної $m_{rbout_{ice}}$ складових:

$$m_{rbout} = m_{rbout_w} + m_{rbout_{ice}}, \quad (6)$$

де $m_{rbout_{ice}} = m_{out} f_{i_{cp}}$, $f_{i_{cp}}$ – усереднена за об'ємом доля криги в структурі «крига-вода» в поточному контрольному об'ємі.

Рівняння теплового балансу. З рівняння збереження енергії для контрольного об'єму можна отримати рівняння теплового балансу, що має вигляд (рис. 10):

$$Q_{kin} + Q_{aerod} + Q_{lat_{i-w}} + Q_{lat} - Q_{evap} - Q_{sub} - Q_{conv} - Q_{cond} - Q_{sens} = 0, \quad (7)$$

де Q_{kin} – теплота кінетичного нагріву, Q_{aerod} – теплота аеродинамічного нагріву, $Q_{lat_{i-w}}$ – прихована теплота затвердіння, що виділяється при утворенні структури «крига-вода», Q_{lat} – прихована теплота затвердіння, що виділяється при замерзанні структури «крига-вода», Q_{evap} – прихована теплота випаровування, Q_{sub} – прихована теплота сублімації, Q_{conv} – теплообмін конвекцією, Q_{cond} – теплообмін провідністю, Q_{sens} – внутрішня теплота.

На першому етапі процесу кристалізації рідини, в рамках кроку за часом зледеніння, переохолоджена рідина, що міститься в краплях, які потрапляють на обтічну поверхню, переходить в стан термодинамічної рівноваги, тобто:

$$Q_{lat_{i-w}} = Q_{sens}, \quad (8)$$

звідки знаходиться замерзла доля криги в просторовій структурі «крига-вода» f_i , та усереднене значення за об'ємом рідини $f_{i_{cp}}$.

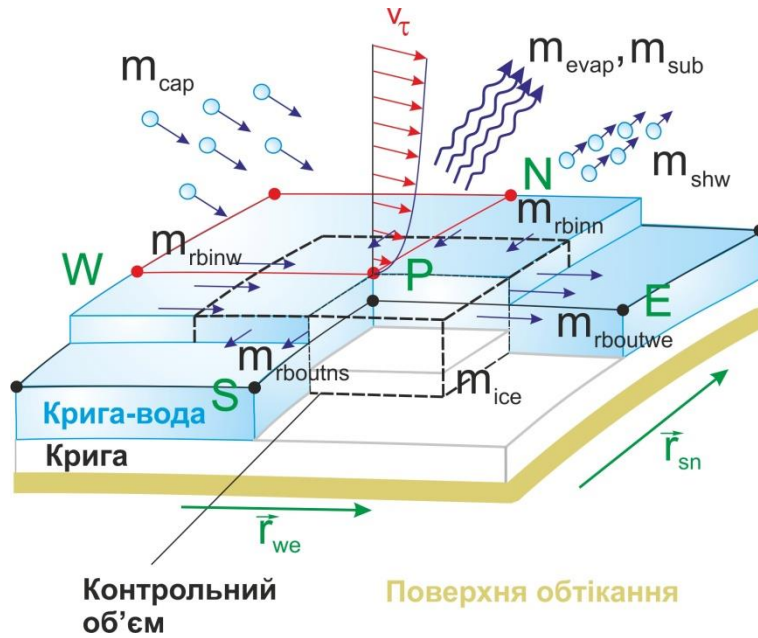


Рисунок 9 – Схема потоків маси в контрольному об'ємі

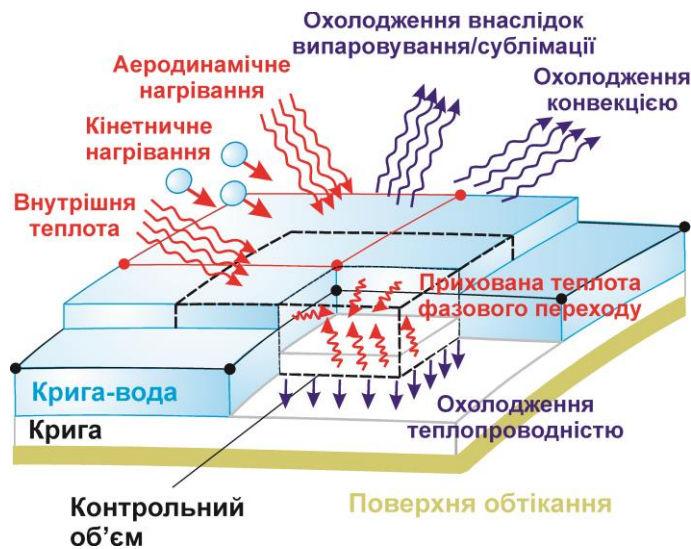


Рисунок 10 – Схема теплових потоків в контрольному об'ємі

На другому етапі буде замерзати вода, що міститься в структурі «крига-вода» за рахунок теплових втрат конвекцією, випаровуванням, сублімацією, теплопровідністю (за мінусом прихованої теплоти затвердіння, кінетичного і аеродинамічного нагріву), при цьому вода, що буде замерзати також скоуватиме і крижану структуру, що міститься в цій воді в пропорції $f_{i_{cp}}$. На підставі масового і теплового балансів обчислюється замерзла частка структури «крига-вода» n , що проходить крізь контрольний об'єм за час Δt_{acc} , маса криги, що повністю замерзла та товщина шару криги, який утворився.

У четвертому розділі розглянуто математичну модель опису руху повітряно-крапельного потоку. Наведено рівняння, що описують зовнішній потік і переохоложені краплі води, граничні і початкові умови.

Розглянуто чисельний метод розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса, а також алгоритми моделювання турбулентності. В роботі також розглянуто основні підходи до моделювання шорсткості і запропоновано використовувати модифіковану модель турбулентності Spalart-Allmaras з корекцією для шорсткої стінки.

Дискретизація усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса виконана за допомогою неявного кінцево-об'ємного методу. Для обчислення конвективних складових використана схема Roe. В'язкі доданки апроксимуються по триточковому шаблону з другим порядком точності. Блоково-матрична система алгебраїчних рівнянь вирішується ітераційним алгоритмом Гауса-Зейделя.

Для чисельного моделювання руху переохолоджених крапельок води розглянуті: траєкторна, гомогенна моделі і модель взаємопроникних середовищ [4-6]. Основні результати роботи отримані на основі розробленого програмно-методичного забезпечення, де для опису набігаючого двофазного потоку застосована модель взаємопроникних середовищ, що базується на понятті багатшвидкісного багатотемпературного середовища, в кожній точці якого є стільки швидкостей і температур, скільки фаз містить розглянуте середовище. Кожна фаза заповнює простір безперервно.

Основні припущення, прийняті в моделі, наступні:

- середовище є багатшвидкісним і багатотемпературним, що складається з повітря – в'язкого стисливого несучого газу і переохолоджених крапель – фракцій, з заданим законом розподілу розмірів, нестисливих сферичних часток, які не взаємодіють між собою;
- теплоємності повітря і переохолоджених крапель постійні;
- розміри крапель значно більші молекулярно-кінетичних і значно менші відстаней, на яких усередненні макроскопічні параметри течії змінюються істотно;
- взаємодія переохолоджених крапель з повітрям відбувається за допомогою в'язкості газу;
- температура окремої переохолодженої краплі постійна по всьому її об'єму.

Рівняння, що описують несучу та дисперсні фази, пов'язані через джерельні члени, що враховують міжфазовий обмін імпульсом і енергією. Вони відрізняються від рівнянь Нав'є-Стокса лише наявністю цих джерел. Для визначення складових, що описують міжфазну взаємодію, використані результати дослідження процесів, що відбуваються при обтіканні частинки потоком газу.

В п'ятому розділі виконано тестування та верифікація розробленого програмно-методичного забезпечення. Тестування програмного блоку, що описує зовнішню течію, було здійснено на прикладі двовимірного обтікання циліндра і профілю NASA 0012 під різними кутами атаки з використанням моделей турбулентності Spalart-Allmaras і DES [9, 11, 12], а також на прикладі тривимірного обтікання крила ONERA M6 [30] (рис.11-12); що описує осадження вологи на обтічну поверхню – на прикладі циліндра і профілю NASA 0012 [4-6]. Методика, яка описує процес зледеніння, була верифікована шляхом порівняння отриманих розподілів теплових і масових потоків уздовж обтічної поверхні з відомими розрахунковими даними, а також порівнянням утворених форм крижаних наростів з результатами відомих численних експериментальних досліджень, проведених в

дослідницькому центрі імені Джона Гленна в трубі, що моделює умови зледеніння (Icing research tunnel – IRT) і які охоплюють широкий діапазон досліджуваних параметрів. Також було проведено порівняння результатів чисельних досліджень з відомими розрахунковими даними, отриманими за допомогою програмного коду LEWICE [16-19]. Крім того, верифікація розробленого програмно-методичного забезпечення була виконана шляхом порівняння результатів розрахунків аеродинамічних характеристик профілю НАСА 0012, виконаних з урахуванням шорсткості поверхні з результатами проведених експериментів [23].

В шостому розділі проаналізовано результати моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь. В якості основних характерних форм криги, що наростає, в роботі виділені і розглянуті: шорсткість, «бар’єрна» крига, а також великі нарости пухкої, склоподібної або змішаної криги.

На початковому етапі процесу зледеніння крига, що наростає, утворює шорсткість у вигляді нерівностей і горбиків, які можуть впливати на аеродинамічні характеристики літального апарату ще до того, як буде накопичена значна маса криги і почнуть формуватися великі рогоподібні нарости. Причому, як правило, несучі поверхні та інші важливі, з точки зору аеродинаміки, елементи літальних апаратів мають режими роботи, які характеризуються високими числами Рейнольдса і висота елементів шорсткості виявляється більше товщини місцевого примежового шару, навіть на самих ранніх стадіях розвитку криги [23]. Також нерівності у вигляді шорсткості можуть бути обумовлені міжциклічною або залишковою кригою, що утворюється при роботі теплових або пневматичних систем антизледеніння.

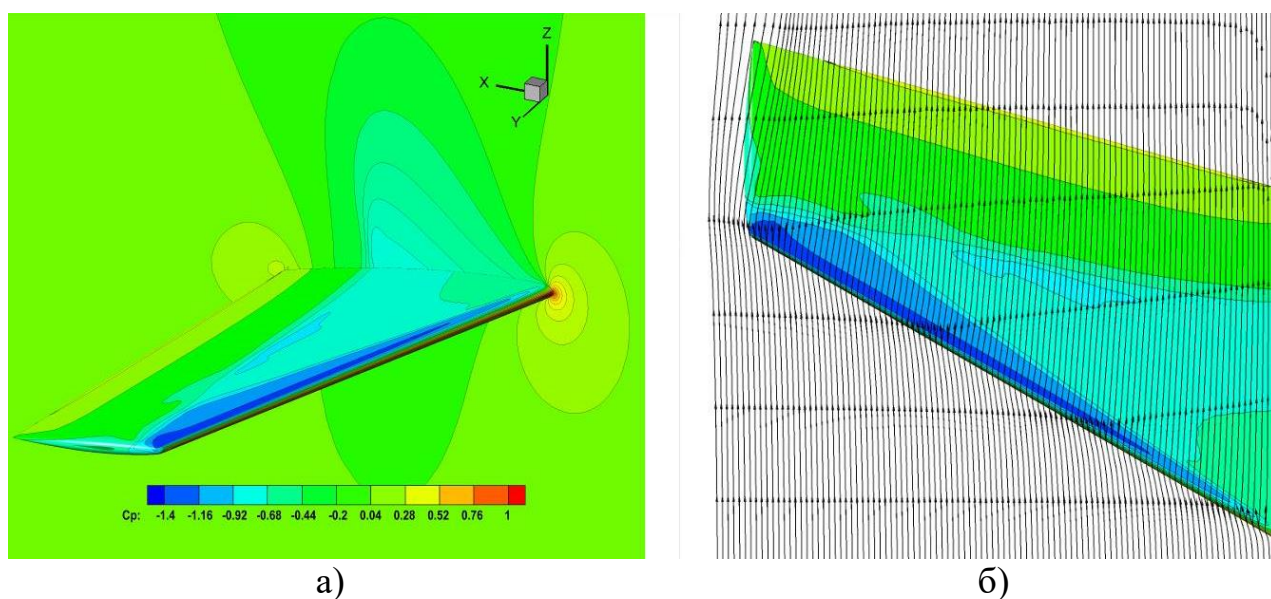


Рисунок 11 – Розподілення коефіцієнта тиску (а) та ліній струму (б) при обтіканні крила ONERA M6 для розрахункових параметрів: $M_\infty = 0.84$, $\alpha = 3.06^\circ$, $Re = 11.72 \times 10^6$

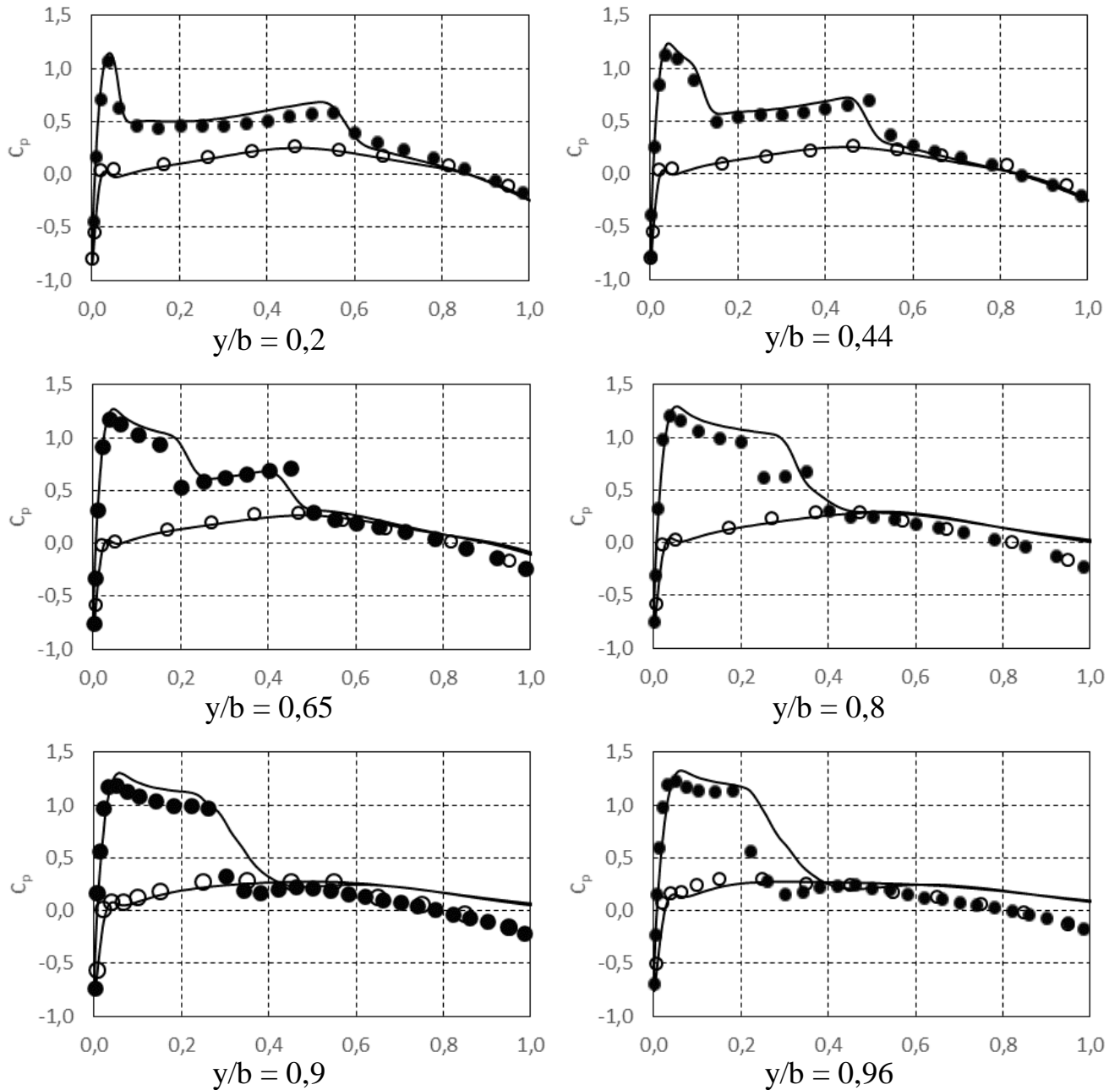


Рисунок 12 – Розподілення коефіцієнта тиску у перетинах y/b уздовж розмаху крила ONERA M6 для розрахункових параметрів: $M_\infty = 0.84$, $\alpha = 3.06^\circ$, $Re = 11.72 \times 10^6$, — — розрахункові дані, ● — експериментальні дані

За допомогою розробленого програмно-методичного забезпечення з використанням описаної модифікації моделі турбулентності Spalart-Allmaras, що дозволяє враховувати шорсткість поверхні, були проведені дослідження впливу шорсткості на аеродинамічні характеристики профілю і структуру течії.

Показано, що шорсткість впливає на аеродинаміку профілю шляхом безпосереднього збільшення поверхневого тертя, ініціює більш ранній ламінарно-турбулентний перехід примежового шару, сприяє збільшенню його товщини і, відповідно, більш ранньому зриву потоку. Цей вплив проявляється головним чином

у вигляді зміни розподілу тиску уздовж профілю, збільшення лобового опору, зменшення кута зриву потоку i , в меншій мірі, зменшення підйомної сили. При цьому, з точки зору впливу на структуру течії, шорсткість може призвести до раннього відриву потоку на задній кромці (рис. 13), але сама по собі не викликає великих відривних пазирів, як ті, що виникають у випадках рогоподібних наростів криги і наростів «бар'єрної» криги.

Результати розрахунків аеродинамічних характеристик представлені на прикладі обтікання профілю крила NASA 0012 з довжиною хорди $L = 0,2$ м в умовах, відповідних числам $Re = 670000$ і $M = 0,154$. Розрахунки були виконані для «гладкого» і «шорсткого» профілю, що має значення висот еквівалентної «пісочної» шорсткості $k_s = 0,00010, 0,00020, 0,00035$ і $0,00050$ м. Кут атаки змінювався в діапазоні $\alpha = -4^\circ \dots 18^\circ$. На рис. 14 наведені залежності коефіцієнтів підйомної сили C_{ya} і лобового опору C_{xa} від кута атаки. Також проведено порівняння з результатами експериментальних досліджень для чистого ($Re = 860000$) та шорсткого профілю ($k_s = 0,00030$ м, $Re = 670000$).

Особливо небезпечним, з точки зору імовірності виникнення зледеніння та інтенсивності процесу наростання криги, слід вважати політ в умовах переохолодженого дощу (тобто при наявності в атмосфері великих переохолоджених крапель діаметром $50 - 500$ мкм). Такий режим зледеніння як правило не розраховується для існуючих систем захисту від зледеніння: великі краплі більш інертні, захоплюються більшою частиною поверхні крила і приносять більшу кількість води. В результаті, на поверхнях літака за зоною, що захищається, утворюються нарости криги у вигляді валика або окремих запливів, так звана «бар'єрна» крига [9, 11].

Основні результати розрахунків представлені на прикладі обтікання профілю крила NASA 0012 довжиною $L = 0,3$ м, з питомою потужністю нагрівальних елементів $N = 15$ кВт/м². Параметри повітряно-крапельного потоку приймалися наступними: швидкість потоку, що набігає $V_\infty = 129,46$ м/с, температура потоку, що набігає $T_\infty = -2,0$ °С, тиск на нескінченності $p_\infty = 9,075 \cdot 10^4$ Па, водність $LWC = 0,0005$ кг/м³, діаметр переохолоджених крапель $d_k = 200$ мкм.

На рис. 15 представлені картина течії та розподіл коефіцієнта тиску уздовж профілю NASA 0012 з наростом «бар'єрної» криги, що утворилася, яка досягла відносної висоти $k/s = 0,010$, і розташована на відстані 10% хорди від носика крила (результати отримані з використанням моделі турбулентності Spalart-Allmaras). Очевидно, що в області до i за наростом відбувається відрив потоку (так званий пазир розділення) з подальшим його приєднанням. Також на рис. 16 наведені картини ліній току при різних кутах атаки. Праворуч, для порівняння, наведені розрахунки для чистого профілю. Цікаво, що зі збільшенням кута атаки пазир розділення, що утворюється за наростом, зростає (приблизно при значенні кута атаки $\sim 6^\circ - 8^\circ$ досягає довжини профілю), а послідовного зриву вихорів не відбувається, як у випадку з обтіканням чистого профілю.

Аналіз впливу висоти наростів «бар'єрної» криги на структуру потоку та аеродинамічні характеристики профілю показує (рис. 17), що в разі більших наростів пазир розділення зі збільшенням кута атаки зростає більш інтенсивно. Однак при кутах атаки більше 10° картина течії практично не змінюється. Нарости

«бар'єрної» криги зменшують кут зриву потоку з крила до 6° – 8° при висоті наростів $k/s = 0,010$ і до 8° – 10° при $k/s = 0,005$, істотно зменшуючи підйомну силу (до – 60%), і також істотно збільшують коефіцієнт лобового опору.

На рис. 18 проілюстровано вплив зміни положення наростів бар'єрної криги по довжині профілю на його аеродинамічні характеристики. У разі, коли відривний пузир формується далі по крилу, зменшення підйомної сили і збільшення лобового опору відбуваються в меншій мірі.

Таким чином, отримані результати дозволяють зробити висновок, що відтворені розрахунковим шляхом нарости «бар'єрної» криги істотно впливають на аеродинамічні властивості крила вже при кутах атаки понад 4° . За цих умов дуже сильно (на величину до $\sim 60\%$) зменшується підйомна сила, в тому числі за рахунок істотного збільшення тиску на верхній частині профілю до наросту (рис. 15 в), і значно збільшується лобовий опір. При цьому відносно невеликі нарости «бар'єрної» криги можуть надавати навіть більш істотний вплив, ніж «небезпечні» «рогоподібні».

Також в роботі досліджено структуру течії при обтіканні профілю з великими наростами пухкої, змішаної та склоподібної «рогоподібної» криги, яка утворюється на обтічних поверхнях при відсутності систем захисту від зледеніння. Проілюстровано, що основний вплив на аеродинамічні характеристики профілю з крижаними наростами має відривний пузир за крижаним наростом на верхній частині профілю, а саме його розмір і довжина уздовж профілю крила (рис. 19). Відповідно, основну роль у зміні аеродинамічних характеристик грає розмір (висота) крижаного рогу, його кут нахилу до напрямку потоку, що набігає, і положення вздовж хорди профілю крила.

Також на рис. 20 представлені картина течії і розподіл коефіцієнта тиску вздовж профілю NASA 0012 з «рогоподібними» наростами криги: за наростами (як на верхній поверхні профілю – більший, так і на нижній – менший) утворюються відривні пузири. При цьому основний внесок в погіршення аеродинамічних характеристик вносять зменшення тиску внаслідок прискорення потоку в області нижньої частини наросту і збільшення тиску на верхній частині профілю в області за точкою повторного приєднання потоку внаслідок турбулізації примежового шару (рис. 20 в).

На рис. 21 наведено експериментальні форми наростів криги, а також форми, отримані розрахунковим шляхом, відповідні чистому профілю (рис. 21 а) і експериментальному випадку 401, 402, 403, 426 [38] (рис. 21 б-д) зледеніння профілю NASA 0012 з довжиною хорди $L = 0,53$ м, який обтікається повітряно-крапельним потоком під кутом атаки $\alpha = 3,5^{\circ}$. Параметри потоку приймалися наступними: швидкість потоку, що набігає $V_{\infty} = 102,8$ м/с, тиск на нескінченності $p_{\infty} = 10^5$ Па, водність $LWC = 0,00055$ кг/м³, діаметр переохолоджених крапель $d_k = 20$ мкм, час зледеніння $t = 265$ сек. Необхідно відзначити, що розроблена методика дає гарне узгодження розрахункової форми наросту з експериментальною в районі точки гальмування і на деякій відстані уздовж потоку (в області великих «рогів»), проте у віддаленій нижній області крижаного утворення, де переважають відносно невеликі локальні виступи, відзначається значна розбіжність результатів.

Також було проведено експериментальні дослідження крила з профілем NASA 0012 з шорсткими накладками, що моделюють нарости криги (рис. 21 праворуч), виконані чисельні розрахунки і проведено порівняння отриманих даних (рис. 22). Показано, що розроблена методика, з використанням модифікованої моделі турбулентності Spalart-Allmaras, дає хороші результати при визначенні підйомної сили крила як для «чистого» профілю, так і для всіх розглянутих форм наростів, а також при визначенні лобового опору для «чистого» профілю. Однак, методика дає занижені, в порівнянні з експериментальними даними, значення коефіцієнта лобового опору у випадку «рогоподібних» форм наростів, коли в полі течії утворюються значні відривні області.

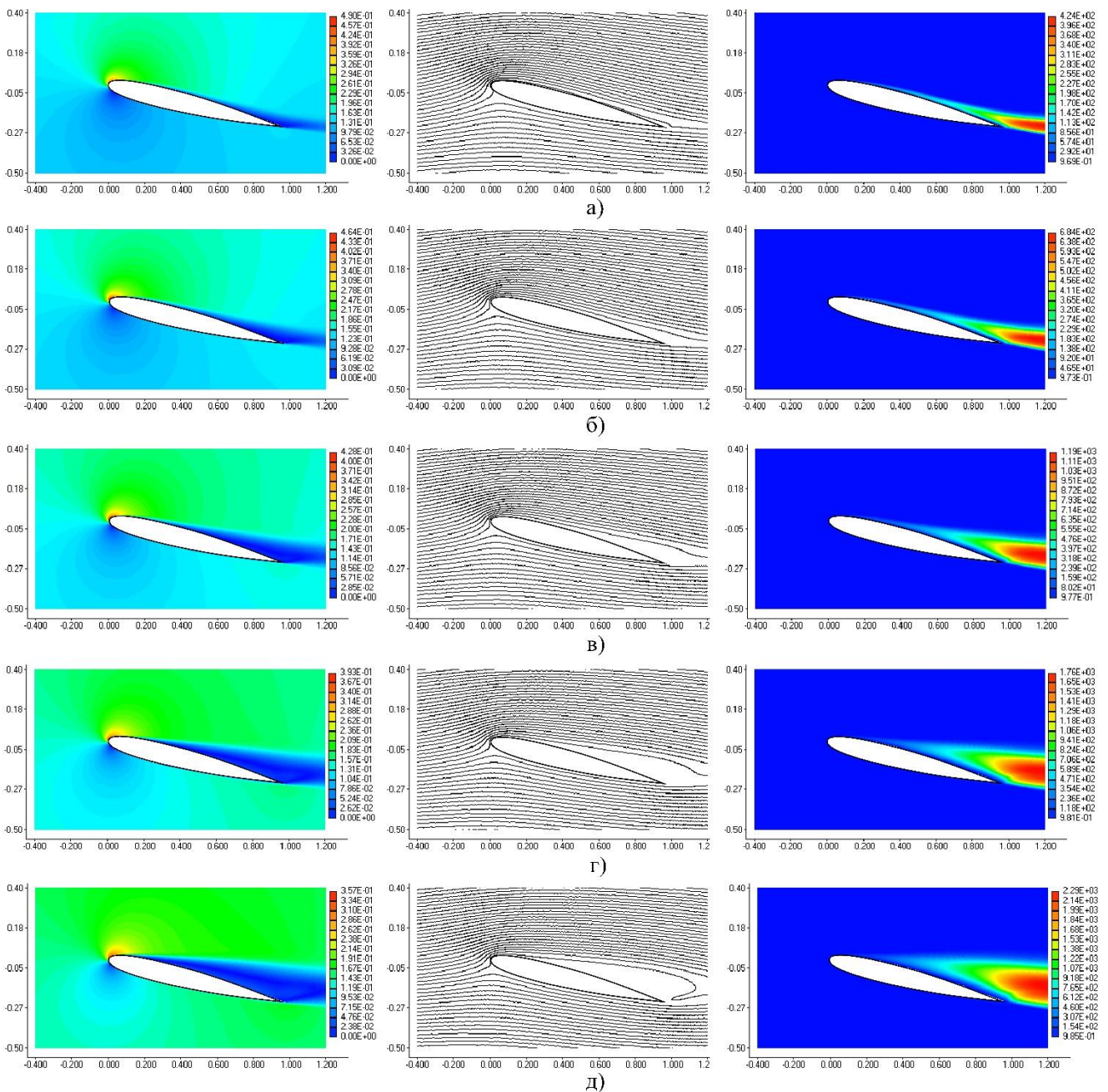
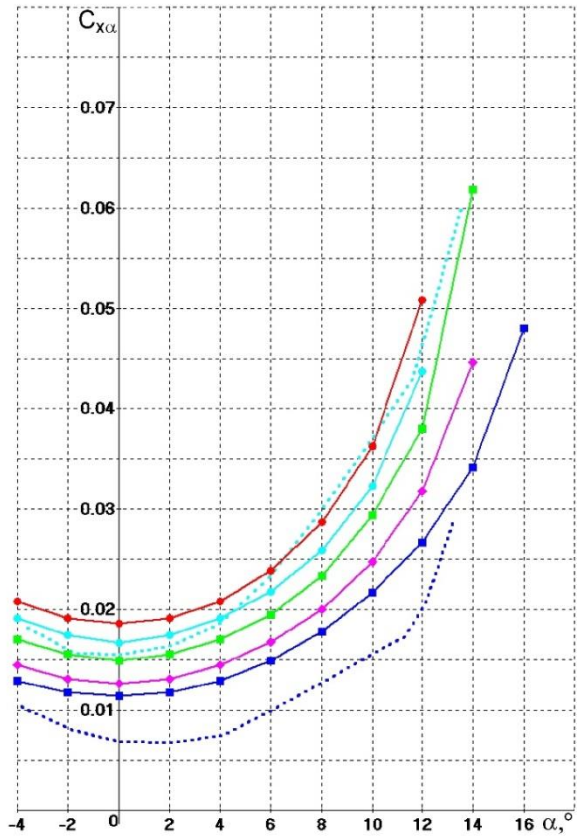
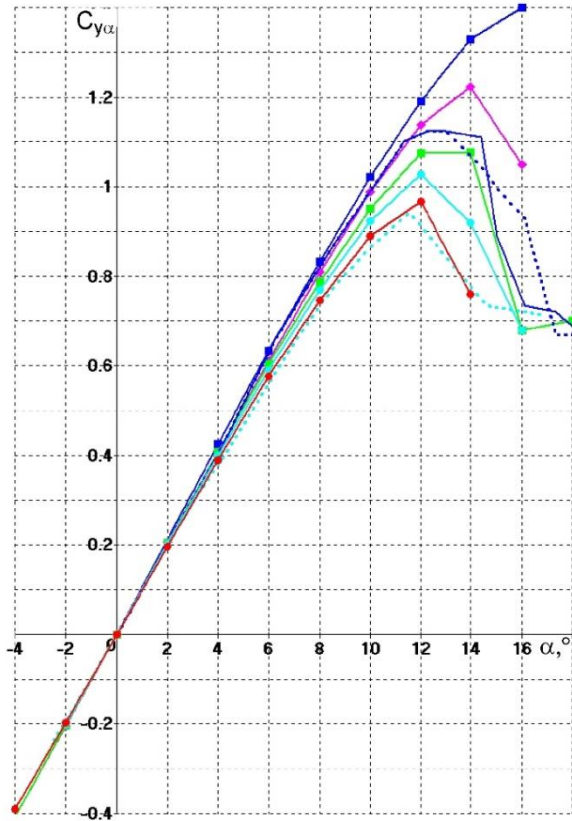
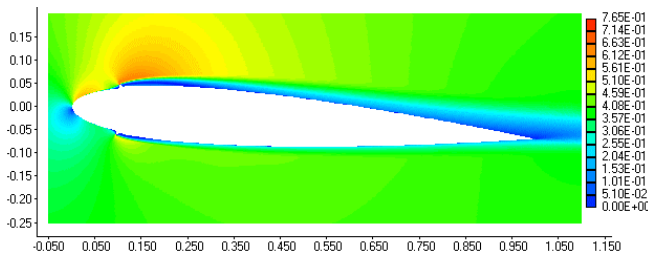


Рисунок 13 – Зміна картини течії в оточенні профілю крила NASA 0012, обтічного під кутом $\alpha = 14^\circ$, в залежності від шорсткості поверхні: а) «гладкий» профіль, б) $k_s = 0,00010$ м, в) $k_s = 0,00020$ м, г) $k_s = 0,00035$ м, д) $k_s = 0,00050$ м

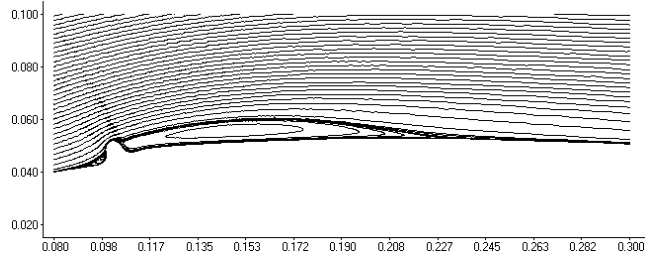


розрахункові дані ($Re = 670000$, $M = 0,154$): —■— «гладкий» профіль, —◆— $k_s = 0,00010$ м, —■— $k_s = 0,00020$ м, —●— $k_s = 0,00035$ м, —●— $k_s = 0,00050$ м, експериментальні дані: - - - - - «гладкий» профіль ($Re = 860000$, [23]), - - - - - «шорсткий» профіль ($k_s = 0,00030$ м, $Re = 670000$)

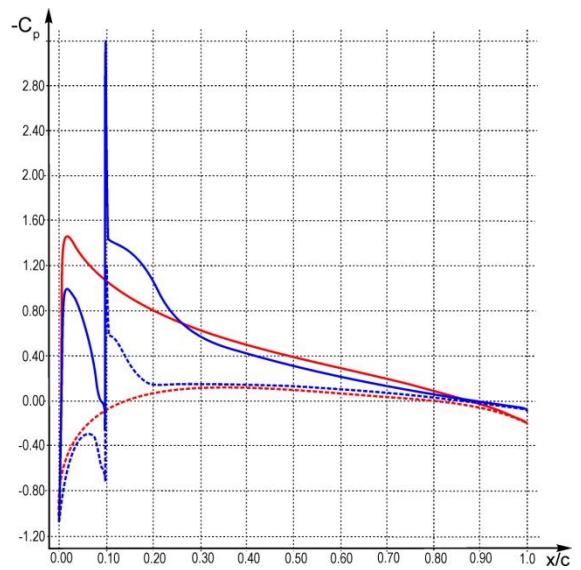
Рисунок 14 – Залежність аеродинамічних характеристик профілю крила **NACA 0012** с різною шорсткістю поверхні від кута атаки



а)



б)



в)

Рисунок 15 – Розподіл ізолійн чисел Маха (а), лінії струму (б) та коефіцієнта тиску (в) при обтіканні профілю **NACA 0012**, $\alpha = 4^\circ$, — — чистий профіль, ● — профіль з наростом «бар’єрної» криги

На рис. 23 наведено результати розрахунків зледеніння крила ONERA M6 при обтіканні повітряно-крапельним потоком, що має параметри: $V_\infty = 131$ м/с, $\alpha = 0^\circ$, $p_\infty = 90750$ Па, $LWC = 0,0005$ кг/м³, $d_k = 10$ мкм. Представлено розподіл чисел Маха в перерізах, розташованих на відстані 20%, 50%, 80% довжини розмаху крила і коефіцієнтів тиску уздовж обтічної поверхні в цих перерізах. На відміну від двовимірної постановки при тривимірному обтіканні крила кінцевого розмаху із стрілоподібністю виникає викривлення ліній струму в ділянці передньої кромки, потім викривлення в протилежну сторону уздовж поверхні крила і вирівнювання потоку за задньою кромкою крила; також виникає «закрутка» потоку в області закінцівки внаслідок різниці тисків на нижній і верхній поверхнях крила (рис. 24).

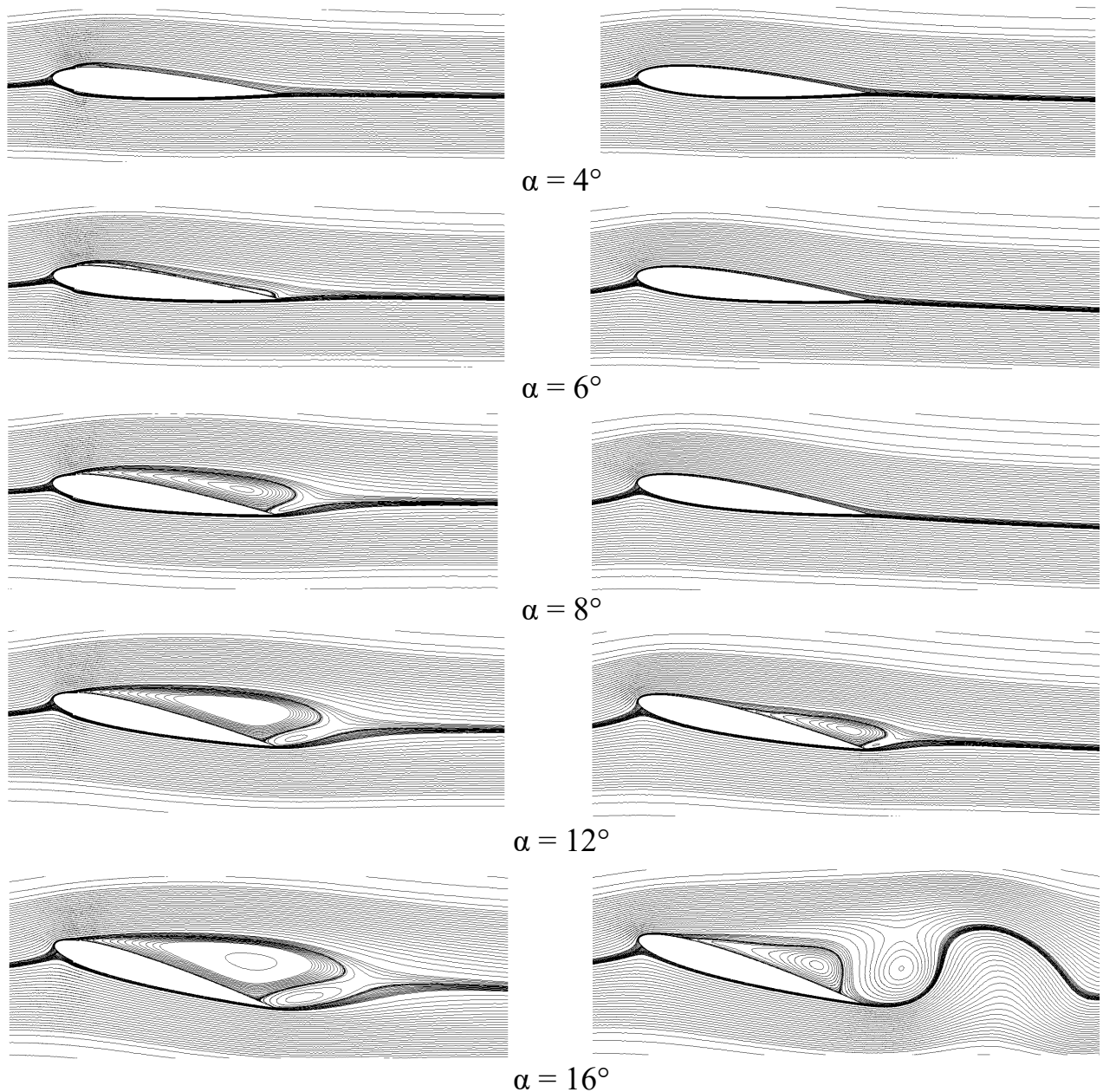


Рисунок 16 – Лінії струму при обтіканні профілю NASA 0012 з крижаним наростом (ліворуч) і чистого профілю (праворуч) під різними кутами атаки, з використанням моделі турбулентності Spalart-Allmaras

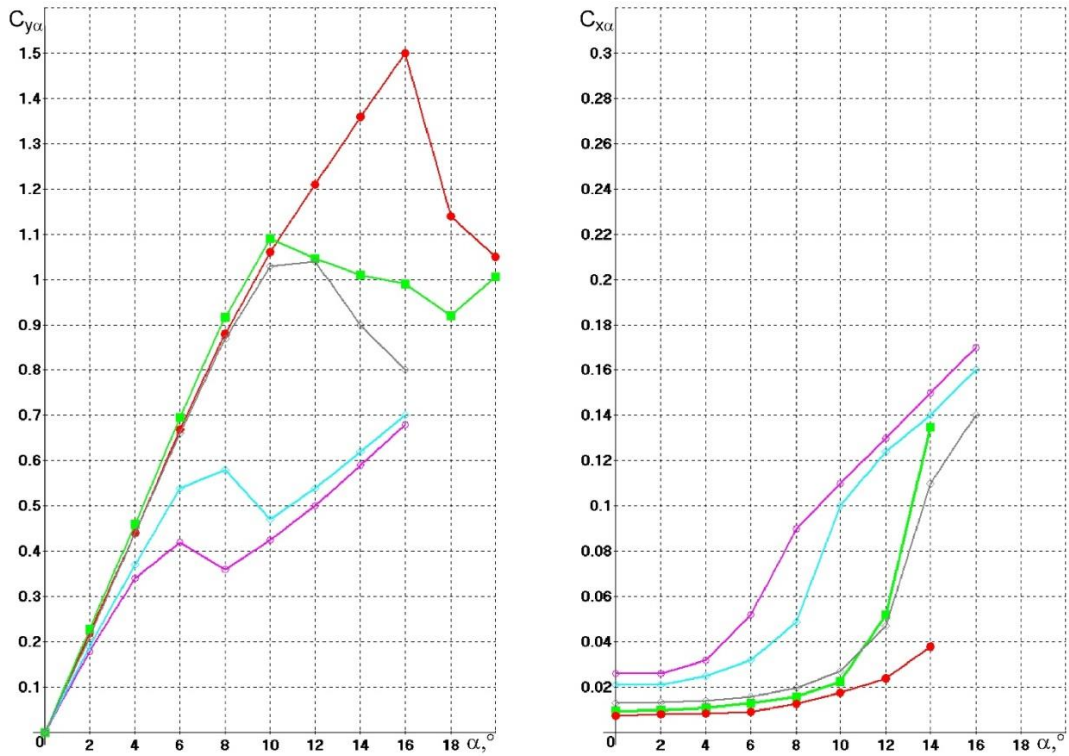


Рисунок 17 – Зміна аеродинамічних характеристик профілю із збільшенням кута атаки в залежності від висоти наростів k/s : —■— — чистий профіль ($Re = 3.1 \times 10^6$), —◇— — $k/s = 0.002$ ($Re = 2.8 \times 10^6$), —◇— — $k/s = 0.005$ ($Re = 2.8 \times 10^6$), —○— — $k/s = 0.010$ ($Re = 2.8 \times 10^6$)

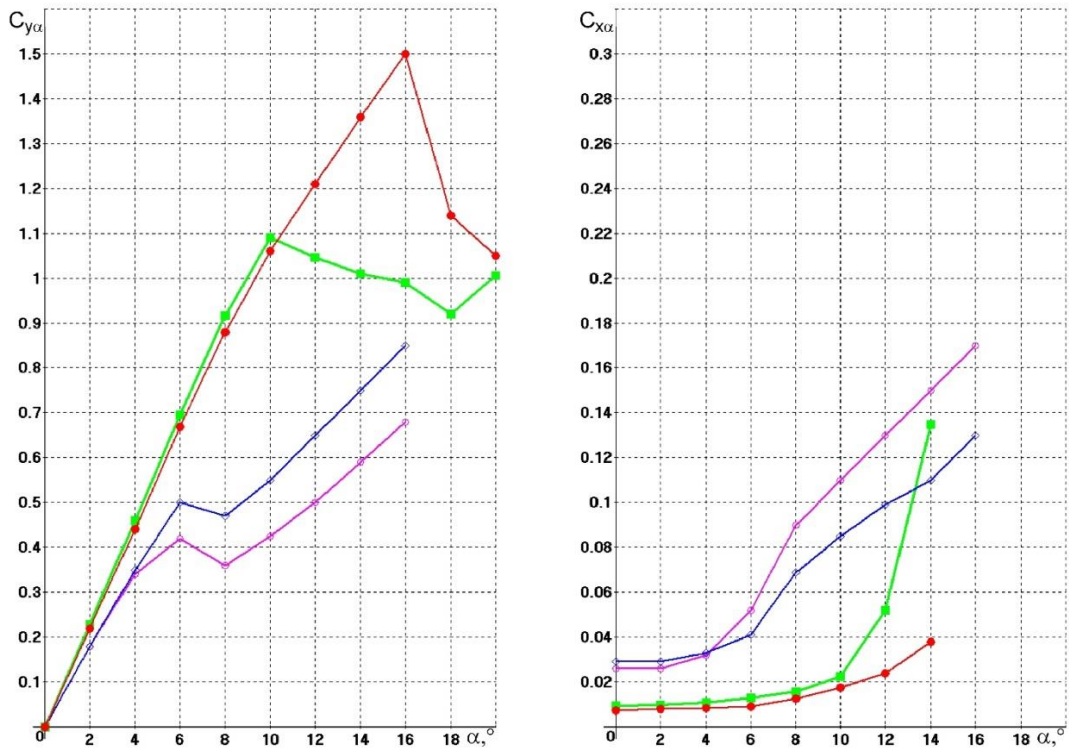


Рисунок 18 – Зміна аеродинамічних характеристик профілю із збільшенням кута атаки в залежності від положення наростів по довжині хорди x/c : —■— — чистий профіль ($Re = 3.1 \times 10^6$), —○— — $x/c = 0.2$ ($Re = 2.8 \times 10^6$), —◇— — $x/c = 0.1$ ($Re = 2.8 \times 10^6$)

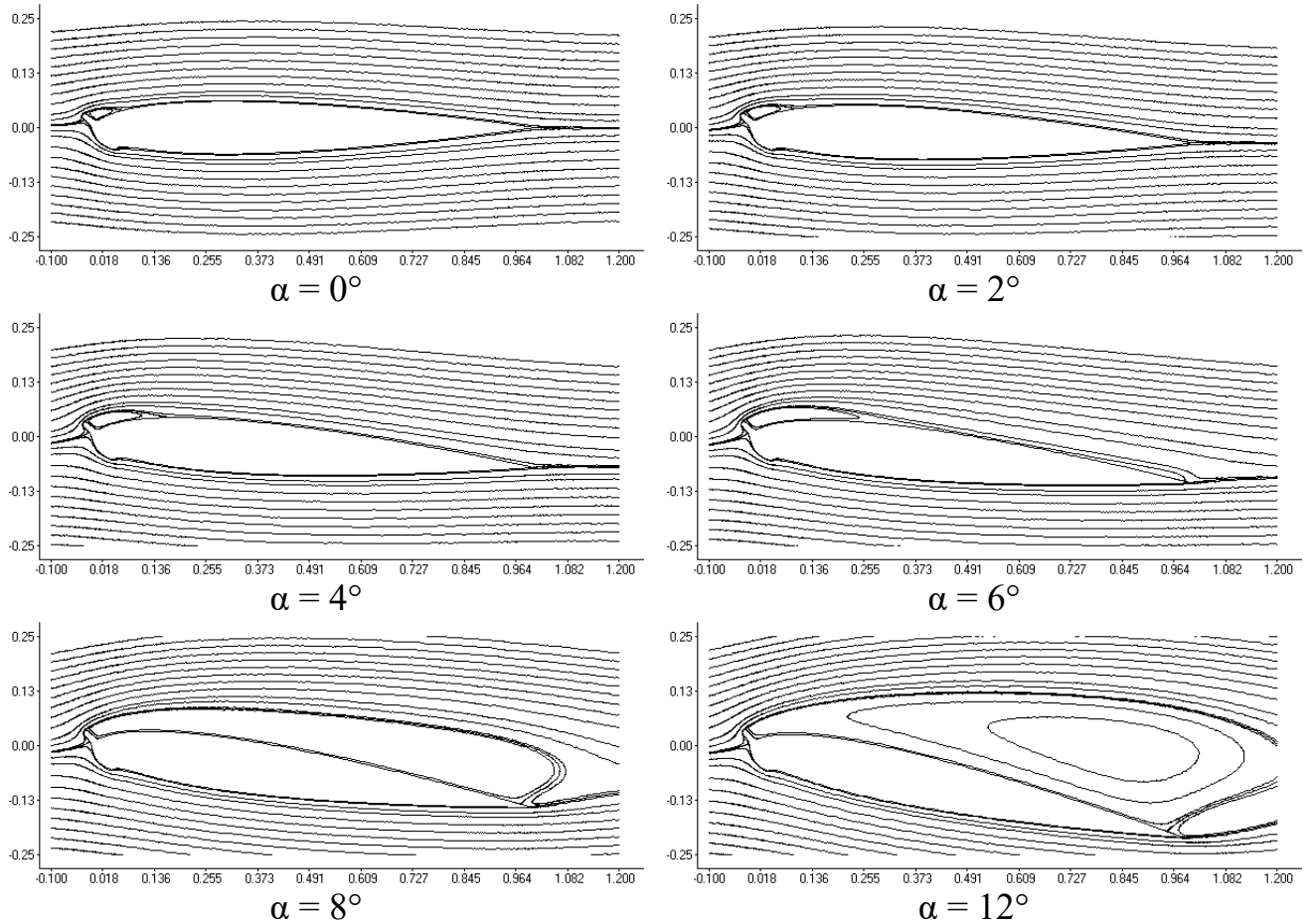


Рисунок 19 – Зміна із збільшенням кута атаки структури обтікання профілю NASA 0012 з наростом «рогоподібної» криги, відповідно експериментальному випадку 401 [38]

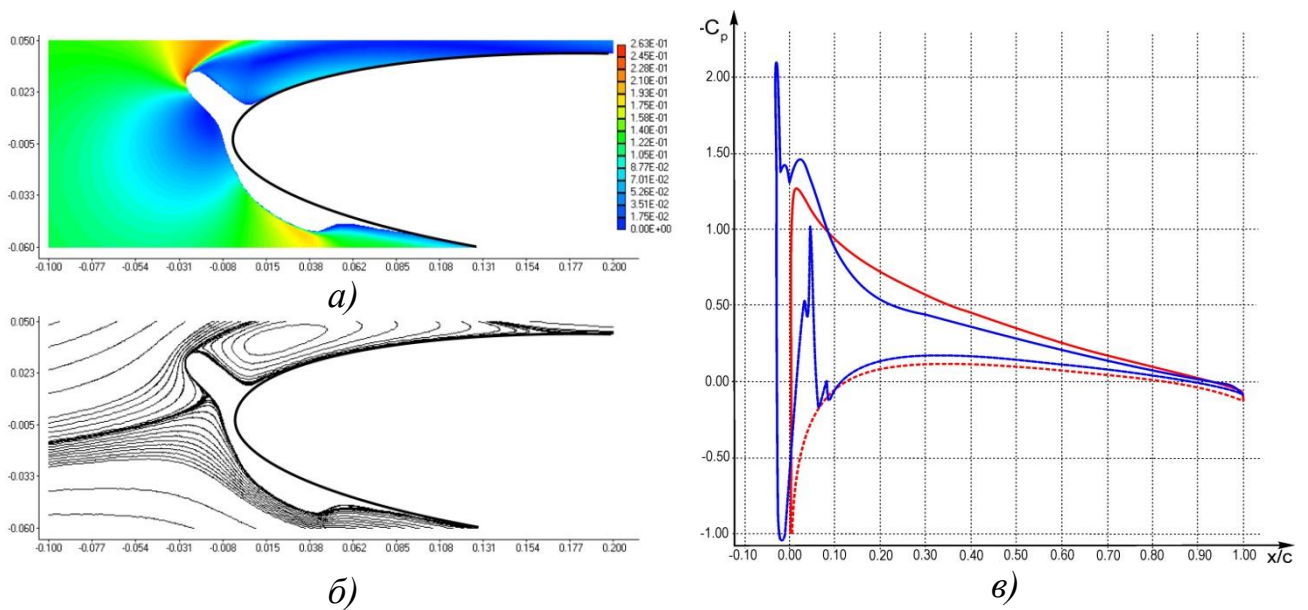
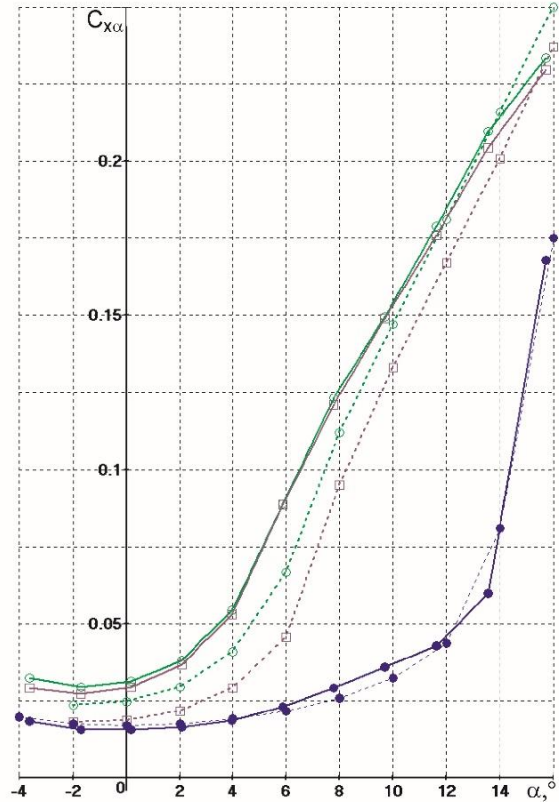
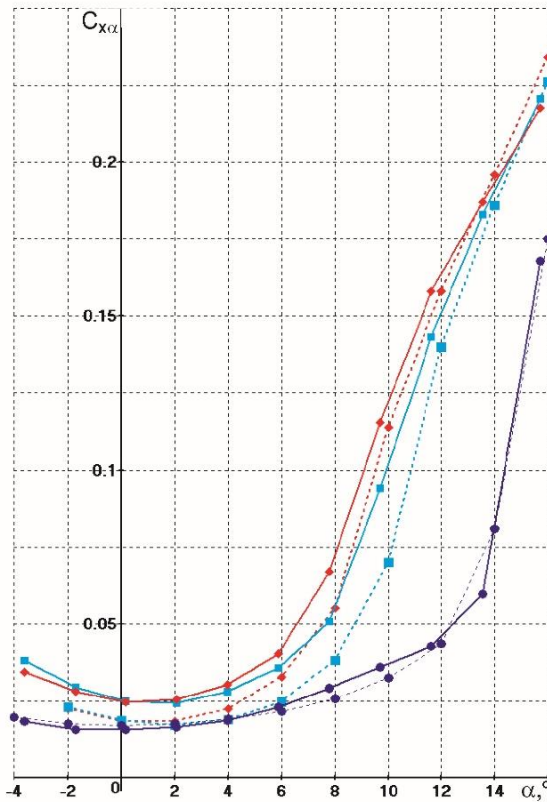
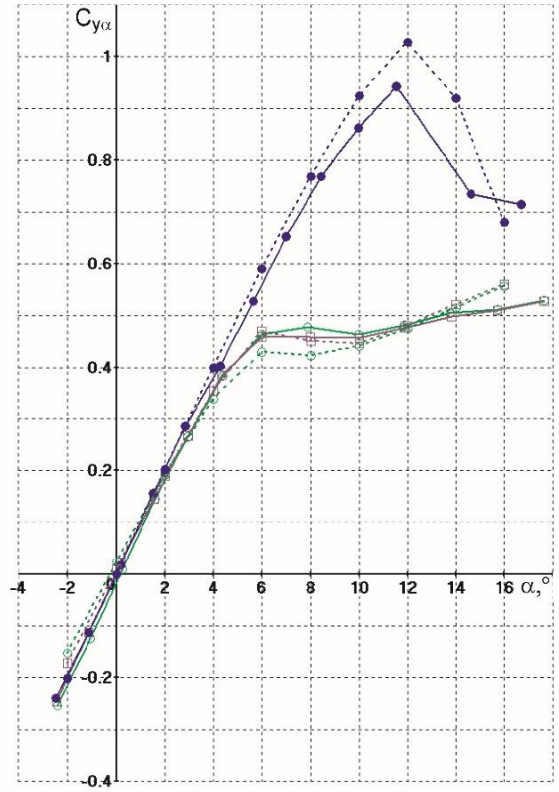
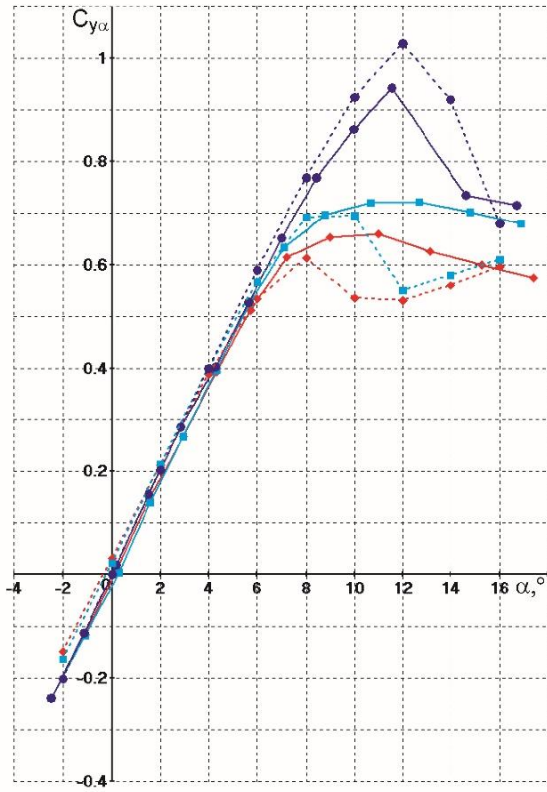


Рисунок 20 – Розподіл ізоліній чисел Маха (а), ліній струму (б) і коефіцієнта тиску (в) при обтіканні профілю NASA 0012, $\alpha = 4^\circ$,
 — — чистий профіль, • – профіль з наростом «рогоподібної» криги, відповідно експериментальному випадку 401 [38]



—●— — оригінальний профіль з шорсткою насадкою, —○—, —◆—, —■—, —□— — профілі з наростами, відповідно експериментам 401, 402, 403, 426 [38],
 ---- — розрахункові дані

Рисунок 22 – Залежність коефіцієнта підйомної сили $C_{y\alpha}$ і коефіцієнта лобового опору $C_{x\alpha}$ профілю крила NASA 0012 з наростами від кута атаки

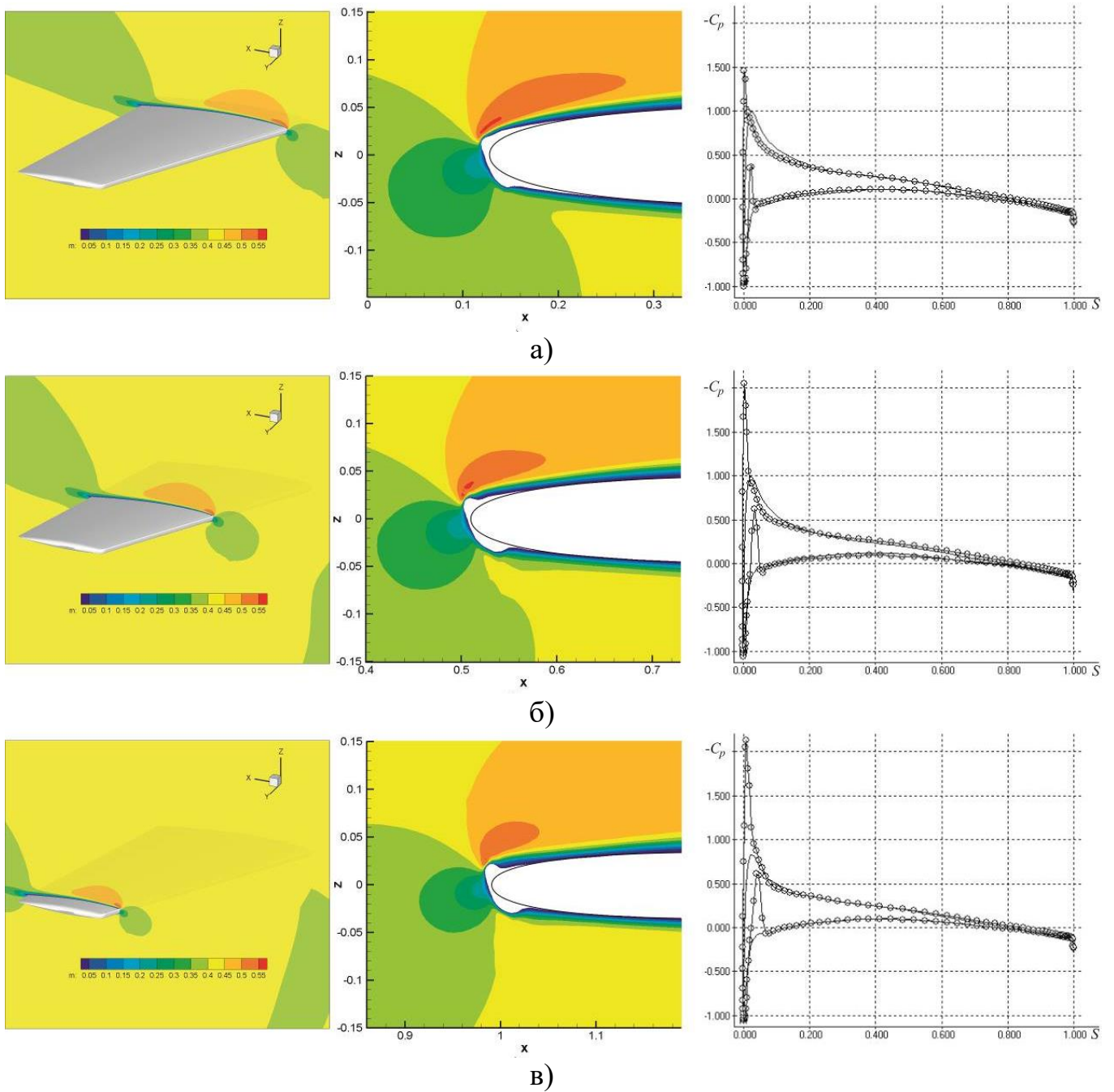


Рисунок 23 – Розподіл ізоліній чисел Маха і коефіцієнта тиску при обтіканні крила ONERA M6 під кутом атаки $\alpha = 3,5^\circ$, в перетинах на відстані 20% (а), 50% (б), 80% (в) подовження крила

— — чисте крило, —○— — крило з наростом «рогоподібної» криги

При розгляді процесу зледеніння за рахунок ефектів тривимірності відбувається переміщення рідини як уздовж перерізу, так і за розмахом крила. В результаті по мірі віддалення по розмаху крила збільшується об'єм рідини, яка переміщується уздовж крила і, відповідно, «рогоподібні» нарости стають більш вираженими (рис. 23).

На рис. 25 проілюстровані закономірності зміни форм крижаних наростів в залежності від температури і швидкості потоку, що набігає.

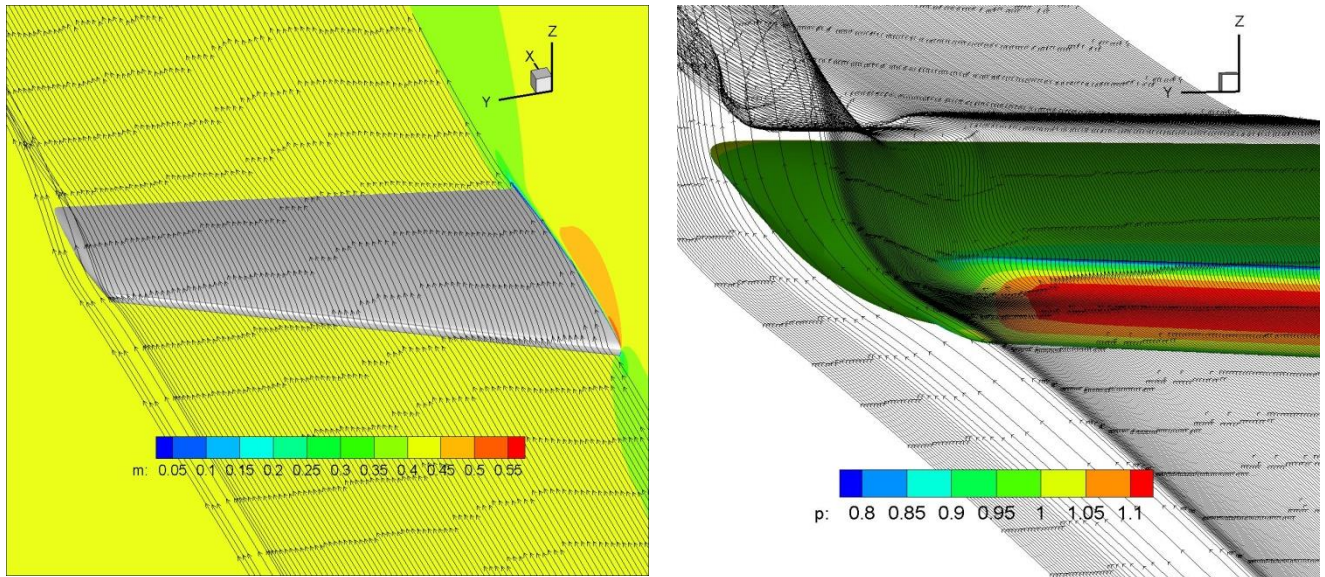


Рисунок 24 – Розподіл ліній струму при обтіканні крила ONERA M6 під кутом атаки $\alpha = 3,5^\circ$

Сьомий розділ присвячено питанню визначення ступеню впливу зледеніння на літальний апарат. Наведено загальноприйняту систему оцінки ступеня зледеніння та підходи, які використовуються при визначенні ступеню впливу зледеніння на літальний апарат. Перелічено недоліки існуючої системи оцінки та розглянуто шляхи її вдосконалення.

Як параметр, що дозволяє оцінити ступінь небезпеки польоту в заданих льотних і метеорологічних умовах, була обрана маса криги, накопиченої на одиниці довжини обтічного крила, протягом часового інтервалу, рівного 120 сек. На прикладі профілю NASA 0012, що має довжину хорди $L = 0,53$ м та обтікається під кутом атаки $3,5^\circ$ двофазним повітряно-крапельним потоком з діаметром переохолоджених крапель $d_k = 20$ мкм, проведені дослідження в широкому діапазоні параметрів: швидкості, температури, водності набігаючого потоку в умовах, відповідних польоту в шаруватих і купчастих хмарах (регламентованих Авіаційними правилами, частини 25, сертифікаційними специфікаціями Європейського агентства з безпеки польотів, а також Додатком С розділу 14 Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частини 25) на висотах $H = 0..8000$ м. Результати розрахунків представлені у вигляді чотиріпараметричних номограм (рис. 26-28).

Ступінь небезпеки і передбачувану реакцію пілота запропоновано оцінювати за допомогою таблиці 1, яка може бути співвіднесена з правилами, прийнятими Федеральним управлінням цивільної авіації США, в залежності від ступеня зледеніння (яка може бути визначена за допомогою отриманих для даного літального апарату номограм), наявності системи захисту від зледеніння і її типу. Таким чином проведена систематизація та отримані результати для заданого літального апарату дозволять швидко аналізувати небезпеку зледеніння по маршруту польоту з використанням даних про стан атмосфери, виробляти рекомендації щодо зміни плану польоту.

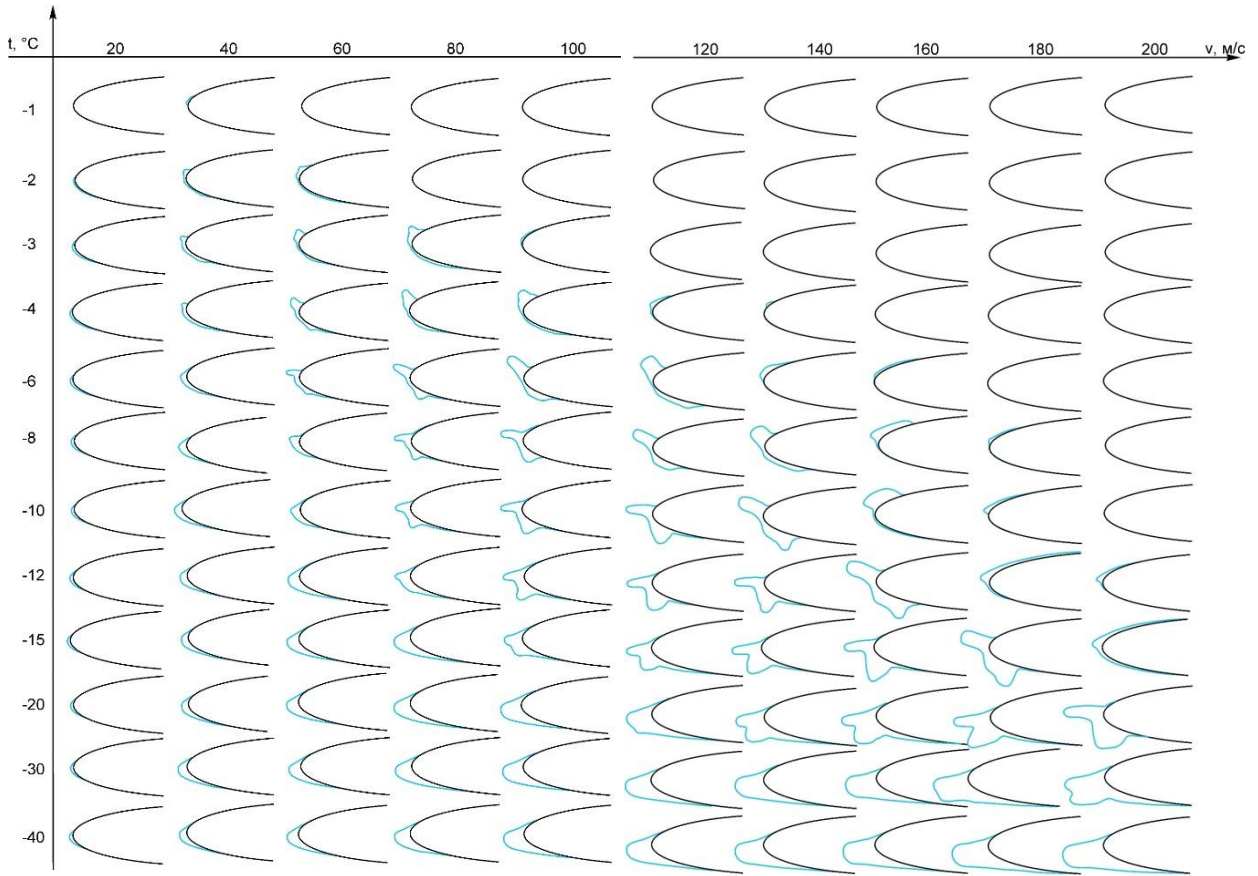


Рисунок 25 – Зміна форми наростів криги на профілі NASA 0012 ($L = 0,53$ м, $LWC = 0,5$ г/м³, $d_k = 20$ мкм, $\alpha = 3,5^\circ$, $H = 1000$ м) в залежності від температури і швидкості потоку, що набігає

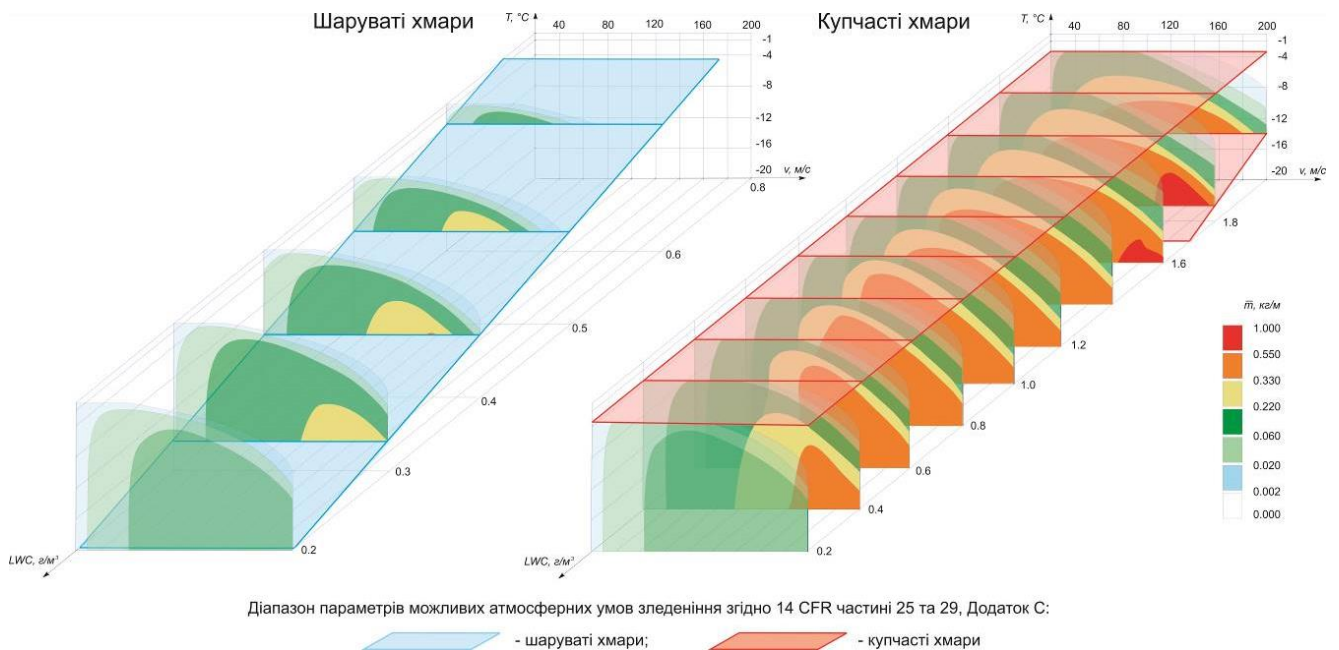


Рисунок 26 – Питома маса криги, що накопичується на протязі 120 сек на поверхні крила з профілем NASA 0012 для різної водності, температури та швидкості потоку, що набігає при $L = 0,53$ м, $d_k = 20$ мкм, $H = 3000$ м

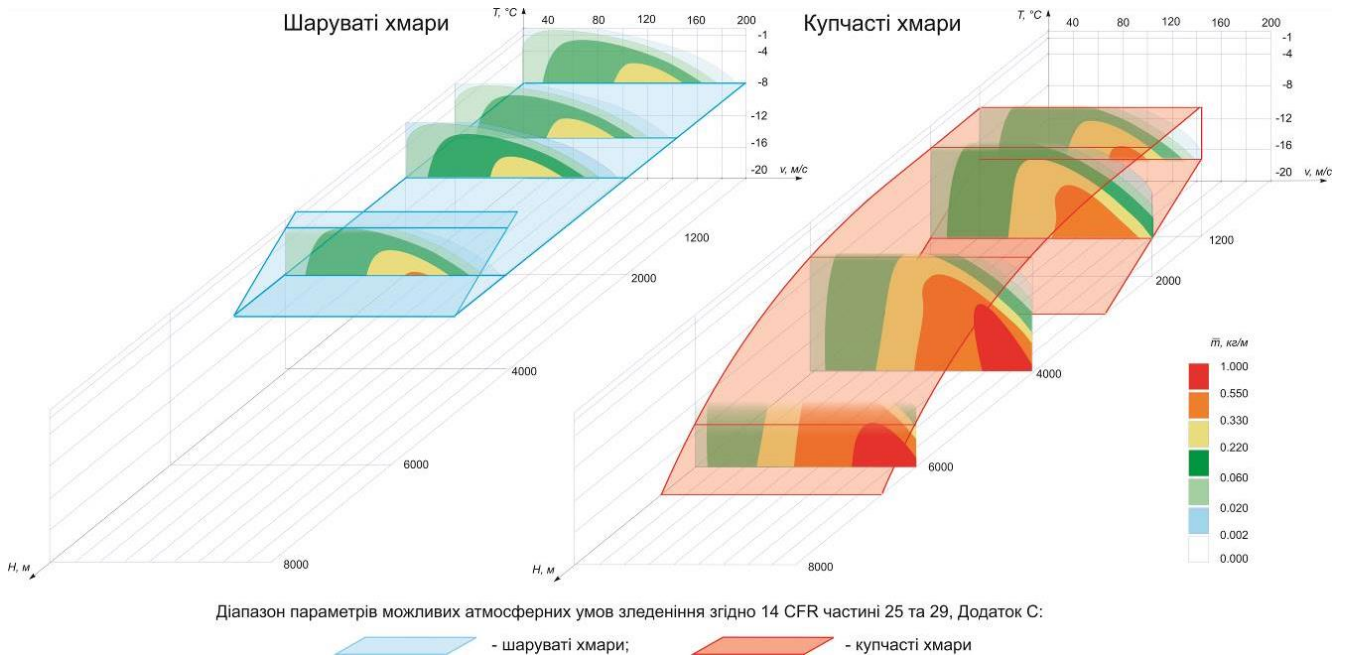


Рисунок 27 – Питома маса криги, що накопичується на протязі 120 сек на поверхні крила з профілем NASA 0012 для різних висот польоту, температури та швидкості потоку, що набігає при $L = 0,53$ м, $LWC = 0,5$ г/м³, $d_k = 20$ мкм

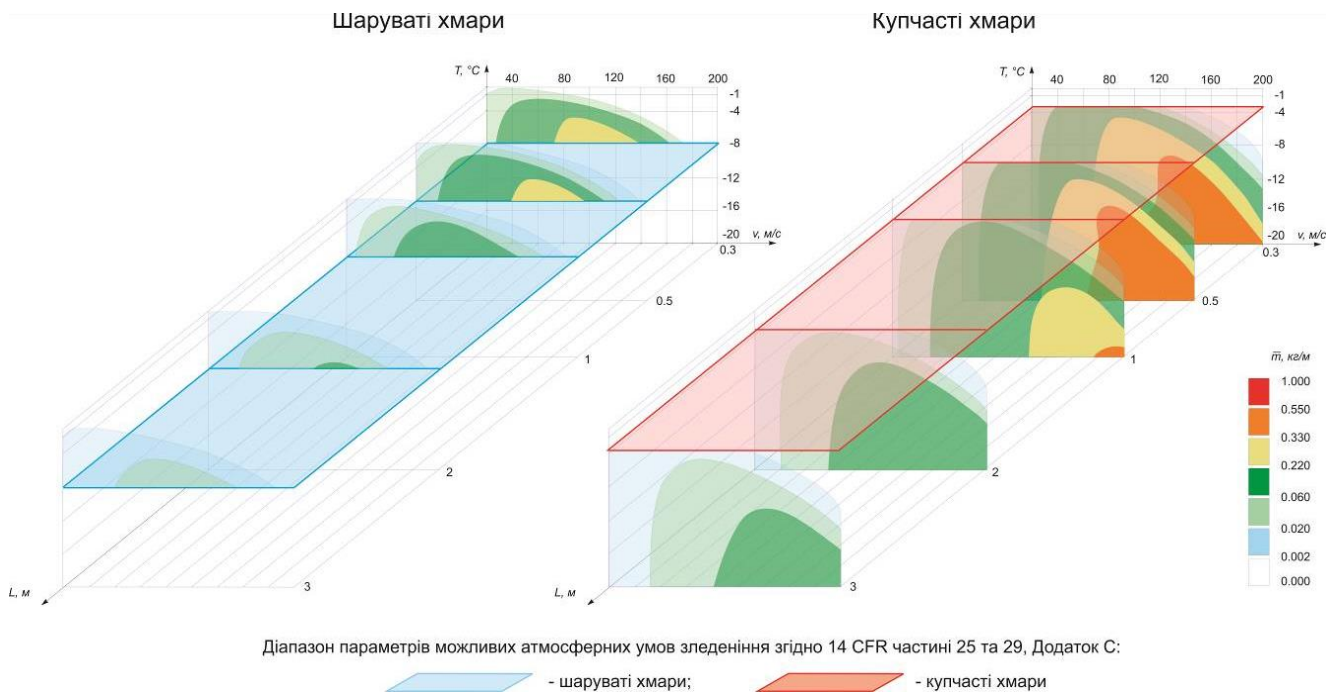






Рисунок 28 – Питома маса криги, що накопичується на протязі 120 сек на поверхні крила з профілем NASA 0012 для різних довжин хорди, температури та швидкості потоку, що набігає при $d_k = 20$ мкм, $LWC = 0,5$ г/м³, $H = 3000$ м

Таблиця 1. Зв'язок між інтенсивністю зледеніння та льотними правилами
Федерального управління цивільної авіації США

Ступінь зледеніння	Вплив на незахищений літак	Реакція пілота		
		Літак має обмеження на польоти в умовах зледеніння (незахищений літак)	Обмежений захист від зледеніння (згідно 14 CFR 135.227 b2, але не сертифікований за приміткою 4)	Літак сертифікований для польоту в умовах зледеніння (14 CFR 135)
 Незначна	Безпечно на протязі до 1 години польоту	Не потребує (якщо умови не погіршуються або тривають не більше 1 години)	Не потребує (якщо умови не погіршуються або тривають не більше години)	Не потребує (якщо умови не погіршуються або тривають не більше години)
 Легка	Можуть виникнути проблеми на протязі 1 години польоту	Необхідно ухилитися від відомих умов зледеніння	Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему проти-зледеніння	Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему протизледеніння
 Помірна	Потенційно небезпечно навіть у випадку виникнення короткочасних умов зледеніння	Необхідно ухилитися від відомих умов зледеніння	Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему проти-зледеніння	Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему протизледеніння
 Сильна	Небезпечно	Негайний вихід із умов зледеніння	Негайний вихід із умов зледеніння	Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему протизледеніння (можливе виникнення необхідності ухилення)

ВИСНОВКИ

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню проблеми розробки програмно-методичного забезпечення, що дозволяє моделювати процеси зледеніння літальних апаратів в несприятливих метеорологічних умовах для підвищення безпеки польотів. Створено наукові та методологічні основи для розробки математичних моделей, методик, алгоритмів і програм, що описують процеси гідроаеродинаміки і тепломасопереносу, з урахуванням фазових переходів, що відбуваються при зледенінні літальних апаратів.

Основні наукові і практичні результати роботи полягають в наступному:

1. В аеродинамічній трубці, що відтворює умови зледеніння, з використанням високошвидкісної фотокамери, вперше проведено серію експериментальних досліджень, та виявлено нові закономірності мікрофізики процесу взаємодії переохолоджених крапель води з аеродинамічною поверхнею, процесу замерзання

нерухомої переохолодженої поверхневої краплі, мікроструктури криги, що утворюється. Отримані результати, на відміну від загальноприйнятої методики, що містить фізичні протиріччя, дозволили розкрити механізм переміщення рідини вздовж обтічної поверхні зледеніння з її подальшим затвердінням.

2. На основі проведених експериментальних і теоретичних досліджень розроблена і протестована на прикладах циліндра, профілю НАСА 0012 і крила ONERA M6 нова методика розрахунку обтікання тіл повітряно-крапельним в'язким стисливим потоком в тривимірній постановці, яка описує процес осадження вологи на обтічну поверхню з використанням моделі взаємопроникних середовищ; удосконалено методику розрахунку наростання криги на обтічній поверхні. При моделюванні процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь конвективний теплообмін визначається за температурним полем, отриманим з розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса із застосуванням модифікованої моделі турбулентності для шорсткої стінки. Запропонований підхід дозволяє, на відміну від існуючих методик, більш точно і в більш широкому діапазоні параметрів, в тому числі при виникненні трансзвукових течій, описувати зміну геометрії обтічних тіл і враховувати вплив цієї зміни на аеродинамічні характеристики.

3. Розроблене програмно-методичне забезпечення дозволяє, відповідно до вимог, що містяться в Авіаційних правилах, а також Зведенні нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США і що висуюються при сертифікації літальних апаратів, поряд з експериментальними методами, визначати місце виникнення криги на аеродинамічних поверхнях літальних апаратів, її форму і оцінювати ступінь впливу на аеродинамічні характеристики і керованість як обладнаного, так і необладнаного системою захисту від зледеніння літального апарату.

4. Відтворені основні типи зледеніння: крига на початковому етапі процесу зледеніння, відносно великі «рогоподібні» крижані нарости, «бар'єрна» крига, і проведена оцінка їх впливу на аеродинамічні характеристики профілю крила. На прикладі профілю НАСА 0012 показано, що наявність зледеніння у вигляді шорсткості безпосередньо призводить до збільшення поверхневого тертя та лобового опору до 2 разів, до більш раннього, на $\sim 1,5^\circ$, зриву потоку з крила та зменшення підйомної сили до $\sim 20\%$; рогоподібні нарости криги здатні кардинально змінювати аеродинамічні характеристики профілю: приводити до зменшення максимальної підйомної сили до 50% , зменшення кута зриву потоку до значення $\sim 6^\circ$ і значному, до 2 разів, збільшенню лобового опору; нарости «бар'єрної» криги є найбільш небезпечними, істотно впливають на аеродинамічні властивості крила вже при кутах атаки понад 4° : на величину до $\sim 60\%$, на всьому діапазоні кутів атаки, зменшується підйомна сила, і до 3 разів збільшується лобовий опір. Верифікація методики проведена шляхом порівняння результатів розрахунків з відомими експериментальними формами наростів криги, а також результатами проведених власних експериментальних досліджень впливу наростів криги на аеродинамічні характеристики крила з профілем НАСА 0012.

5. Проведено розрахунок зледеніння літального апарату в тривимірній постановці на прикладі крила ONERA M6. Проілюстровано ряд особливостей картини течії: викривлення ліній струму в області передньої кромки та виникнення

«закрутки» потоку в області закінцівки, що має вплив на характер переміщення рідини вздовж обтічної поверхні.

6. На прикладі профілю НАСА 0012 проведені систематичні дослідження в широкому діапазоні льотних і метеорологічних параметрів: довжини хорди обтічного тіла від 0,3 до 3 м; висоти польоту від 0 до 8000 м; швидкості потоку, що набігає, від 20 до 200 м/с; температури від 0 до -40 °С; водності від 0,2 до 2,0 г/м³; діаметру переохолоджених крапель від 5 до 500 мкм. Вперше результати розрахунків представлені у вигляді чотирипараметричних номограм.

7. У відповідності до нормативної документації та згідно існуючій системі оцінки умов зледеніння, запропоновано нову методику визначення ступеню негативного впливу зледеніння на літальний апарат, який має певні компоновку, конфігурацію і розміри в заданих метеорологічних і льотних умовах. Що дозволить швидко аналізувати небезпеку зледеніння за запланованим маршрутом польоту в відомих метеорологічних умовах, а також під час польоту з використанням поточних даних стану атмосфери, виробляти рекомендації щодо зміни плану польоту.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Монографія

1. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение в кучевых и слоистых облаках // Комп'ютерно-вимірювальні технології контролю та управління ракетно-космічної техніки / під загальною редакцією проф. Малайчука В.П. / Монографія – Дніпро: Ліра, 2018. 344 с.

Фахові публікації:

2. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение аэродинамических поверхностей. Условия возникновения и методики расчета // Авиационно-космическая техника и технология. НАУ ХАИ, 2012. №6/93. – С. 37-47.

3. Alekseyenko S.V., Prykhodko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results // TsAGI Science Journal. Volume 44, 2013. Issue 6. – pp. 761-805. doi: 10.1615/TsAGISciJ.2014011016 (зарубіжний журнал)

4. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение аэродинамических поверхностей. Моделирование воздушно-капельного потока // Авиационно-космическая техника и технология. ХАИ, 2013. №4/101. – С. 59-67.

5. Alekseenko S.V. Prikhod'ko A.A., Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface // Fluid Dynamics, 2014, Vol. 49, No. 6, pp. 715–732 . doi: <https://doi.org/10.1134/S0015462814060039> (SCOPUS)

6. Prikhod'ko A.A., Alekseenko S.V. Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a “Barrier” Ice // Journal of Engineering Physics and Thermophysics.- May 2014, Volume 87, Issue 3, pp. 598-607. doi: 10.1007/s10891-014-1050-0 (SCOPUS)

7. Prykhodko A.A., Alekseenko S.V. Numerical Simulation of the Process of Airfoil Icing in the Presence of Large Supercooled Water Drops // Technical Physics Letters, 2014, Vol. 40, No. 10, pp. 884–887. doi: 10.1134/S1063785014100125 (SCOPUS)

8. Alekseyenko S., Sinapius M., Schulz M., Prykhodko O. Interaction of Supercooled Large Droplets with Aerodynamic Profile, SAE Technical Paper 2015-01-2118, 2015, 12 P. doi:10.4271/2015-01-2118 (SCOPUS)

9. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение аэродинамических поверхностей: методика моделирования нарастания льда // Авиационно-космическая техника и технология. ХАИ, 2015. №8/125. – С. 35-45.

10. Alekseenko S.V., Mendig C., Schulz M., Sinapius M., Prykhodko O.A., An experimental study of freezing of supercooled water droplet on solid surface // Technical Physics Letters, May 2016, Volume 42, Issue 5, pp. 524-527, doi:10.1134/S1063785016050187 (SCOPUS)

11. Алексеенко С.В. Экспериментальное исследование начальной фазы процесса обледенения аэродинамических поверхностей // Вісник Дніпропетровського університету. Ракетно-космічна техніка. Випуск 20. 2017. – Т.25. № 4. – С. 12-17.

12. Алексеенко С.В. Численное исследование влияния шероховатости поверхности льда на аэродинамические характеристики профиля крыла при обледенении // Вісник Дніпровського університету. Серія «Механіка неоднорідних структур». Випуск 2(21). 2017. – С. 3-14.

13. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование режимов обледенения летательных аппаратов. Науково-технічний збірник // Механіка гіроскопічних систем. Випуск 33. 2017. – С. 72-83.

14. Prykhodko A.A. Alekseyenko S.V. Numerical investigation of the influence of surface roughness on convective heat transfer at airfoil icing process // Industrial Heat Engineering, Vol. 40, No. 2, 2018, pp. 65–71.

15. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Численное моделирование процессов кристаллизации жидкости на криволинейной поверхности в потоке воздушно-капельной среды // Металознавство та термічна обробка металів № 1 (80). 2018. – С. 56–66.

16. Alekseyenko S., Yushkevich O. Application of numerical simulation methods for reduction of aircrafts ice protection systems energy Consumption // Technology Audit And Production Reserves, № 5/1(43), 2018. – С. 4–10 (наукометричний)

17. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of flow over the ONERA M6 wing // Вісник Дніпровського університету. Серія: Механіка. – Вип.22., №5, Т.26, Дніпро, Видавництво ДНУ. – 2018. – С. 57-66.

18. Алексеенко С. В. Численное моделирование обтекания профиля крыла дозвуковым потоком // Вісник ДНУ, Серія: Ракетно-космічна техніка. – Вип.21., №4, Т.26, Дніпро, Видавництво ДНУ. – 2018. – С. 10-15.

19. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Распределение параметров воздушно-капельной смеси вдоль обтекаемой криволинейной поверхности с учетом фазовых переходов // Металознавство та термічна обробка металів. № 2 (81). – 2018. – С. 17–26.

20. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. К проблеме определения степени влияния обледенения на летательный аппарат // Металознавство та термічна обробка металів. № 3 (82). – 2018. – С. 10–19.

21. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Обледенение аэродинамических поверхностей: моделирование форм крупных ледяных наростов // *Металознавство та термічна обробка металів*. № 4 (83). – 2018.

22. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Анализ моделей, теоретических и имитационных исследований обледенения летательных аппаратов // *Системні технології*. – №5 (118). – 2018. – С. 151–165.

23. Alekseyenko S.V. Simulation of the air-droplet flow in the aircraft icing problems // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. Збірник наукових праць, Т.25, Дніпро, Видавництво Ліра. –2018. – С. 63-71.

24. Prikhod'ko A.A., Alekseyenko S.V., Chmovzh V.V. Experimental Investigation of the Influence of the Shape of Ice Outgrowths on the Aerodynamic Characteristics of the Wing // *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, Vol. 92, No. 2, March, 2019, pp. 486–492. doi: <https://doi.org/10.1007/s10891-019-01955-1> (SCOPUS)

Матеріали конференцій:

25. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Численное моделирование обледенения аэродинамических поверхностей // *Материалы двенадцатой международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики»*, Изд. ЦАГИ, Евпатория, 2012. – С. 177-178.

26. Alekseyenko S. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile // *GAMM 2013. Book of abstracts*. March, 2013. – pp. 298.

27. Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile // *PAMM 2013*. 2013. – Vol. 13. Issue 1. – pp. 299-300.

28. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Математическое моделирование обледенения профиля крыла // *Труды XVI международного симпозиума "Методы дискретных особенностей в задачах математической физики"*, Харьков-Херсон, 2013. – С. 333-336.

29. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Численное моделирование процессов образования «барьерного» льда и его влияние на аэродинамические характеристики профиля крыла // *Материалы тринадцатой международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики»*, Изд. ЦАГИ, Евпатория, 2013. – С. 187-188.

30. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Экспериментальное исследование и математическое моделирование физических процессов при обледенении аэродинамических поверхностей // *XV Минский международный форум по тепломассообмену. Тезисы докладов и сообщений*. – Минск: 23-26 мая 2016. – С. 386-389.

31. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Математическое моделирование процессов обледенения летательных аппаратов // *Всеукраїнської наукової конференції «Диференціальні рівняння та проблеми аерогідромеханіки й тепломасопереносу»*, Дніпро, 2016. – С. 83-84.

32. Алексеенко С.В., Приходько А.А. Обледенение аэродинамических поверхностей: влияние шероховатости поверхности на аэродинамические характеристики профиля // *Компютерна гідромеханіка*. - Киев: ИГМ НАНУ, 2016. – С. 6-7.

33. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Моделирование процесса обледенения аэродинамических профилей // Матеріали XIII міжнародної науково-технічної конференції «Авіа-2017», 19-21 квітня, Київ, 2017. - С. 22.1-22.5.

34. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование режимов обледенения летательных аппаратов // XIX Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос». Збірник тез. – Дніпропетровськ: 2017. – С. 31.

35. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of the airfoils icing processes // Proceedings of 2nd International Conference on Fluid Dynamics & Aerodynamics, October 19-20, Rome, Italy. – 2017. – pp. 35.

36. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование процесса замерзания переохлажденной поверхностной капли воды // XX Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос». Збірник тез. – Дніпро: 2018. с. 36

37. Некрасов В.Е., Алексеенко С.В. Моделирование шероховатости поверхности в задачах об обледенении профиля крыла // XXI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос». Збірник тез. – Дніпро: 2019. – С. 34

38. Алексеенко С.В. Численное моделирование процесса нарастания льда на аэродинамических поверхностях в трехмерной постановке // 7-ма міжнародна конференція «Космічні технології: сьогодні та майбутнє». Тези доповідей. – Дніпро: 2019. – С. 26.

Наукові праці, які додатково відображають результати дисертації

39. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Компьютерное моделирование процессов нарастания льда на поверхности профиля NASA 0012 // Современная наука, 2013. №1(12). – С. 48-54.

АНОТАЦІЯ

Алексєєнко С.В. Науково-методологічні основи моделювання зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 01.02.05 – механіка рідини, газу та плазми – Національний авіаційний університет Міністерства освіти і науки України, Київ, 2019.

Створено наукові та методологічні основи для розробки математичних моделей, методик, алгоритмів і програм, що описують процеси гідроаеродинаміки і тепломасопереносу, з урахуванням фазових переходів, що відбуваються при зледенінні літальних апаратів.

Проведена серія експериментальних досліджень процесу замерзання вологи, що випадає на обтічну поверхню, яка включає вивчення мікрофізики процесу взаємодії переохладжених крапель води з поверхнею, структури криги, що утворюється на поверхні, а також процесу замерзання переохладженої поверхневої краплі. На основі проведених експериментів вдосконалена методика моделювання наростання криги.

Проведені системні багатопараметричні дослідження в діапазоні льотних та метеорологічних параметрів, в яких можливе виникнення зледеніння.

Розроблене програмно-методичне забезпечення може бути використано наряду з льотними випробуваннями, а також наземними експериментами для моделювання процесу утворення крижаних наростів, у тому числі криги, що утворюється при роботі системи протизледеніння, теплової системи протизледеніння в умовах появи «бар'єрної» криги в заданих метеорологічних умовах і оцінки впливу таких наростів на експлуатаційні характеристики літальних апаратів. Отримані результати можуть знайти застосування під час проектування систем захисту від зледеніння, забезпечення безпеки польотів, в процесі сертифікації літальних апаратів для польоту в умовах зледеніння, розслідування аварійних випадків.

Ключові слова: чисельне моделювання, повітряно-крапельний потік, осадження вологи на обтічну поверхню, наростання криги, зледеніння аеродинамічних поверхонь.

АННОТАЦІЯ

Алексеев С.В. Научно-методологические основы моделирования обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы – Национальный авиационный университет Министерства образования и науки Украины, Киев, 2019.

В диссертации разработаны научные и методологические основы для создания математических моделей, методик, алгоритмов и программ, описывающих процессы гидроаэродинамики и тепломассопереноса с учетом фазовых переходов, происходящих при обледенении летательных аппаратов.

Разработана методика трехмерного расчета обтекания тел воздушно-капельным вязким сжимаемым потоком, учитывающая шероховатость поверхности и описывающая процесс осаднения влаги на обтекаемую поверхность.

Проведена серия экспериментальных исследований процесса замерзания выпадающей влаги на обтекаемой поверхности, включающая изучение микрофизики процесса взаимодействия влетающих переохлажденных капель воды с поверхностью, структуры образующейся наледи, а также процесса замерзания переохлажденной поверхностной капли. На основе проведенных экспериментов усовершенствована методика моделирования нарастания льда.

Изучены возможные формы наледи, образующейся на аэродинамических поверхностях летательных аппаратов на различных этапах полета, в том числе и при активной анти-, противообледенительной системе, и их влияние на картину течения и на аэродинамические характеристики профилей. Проведена верификация разработанной методики сравнением полученных расчетных форм ледяных наростов с известными экспериментальными данными, а также проведенными экспериментальными исследованиями влияния наледи на аэродинамические характеристики профиля крыла.

Проведены системные многопараметрические исследования в диапазоне летных и метеорологических параметров, в котором возможно возникновение обледенения.

Приведено решение задачи обледенения летательного аппарата в трехмерной постановке.

Разработанное программно-методическое обеспечение может быть использовано наряду с летными испытаниями, а также наземными экспериментами для моделирования процесса образования ледяных наростов, в том числе льда, образующегося при работе противообледенительной системы, тепловой антиобледенительной системы в условиях возникновения «барьерного» льда в заданных метеорологических условиях и оценки влияния таких наростов на эксплуатационные характеристики летательных аппаратов. Полученные результаты могут найти применение при проектировании противообледенительных систем, обеспечении безопасности полетов, в процессе сертификации летательных аппаратов для полета в условиях обледенения, расследовании авиационных происшествий.

Ключевые слова: численное моделирование, воздушно-капельный поток, выпадение влаги на обтекаемую поверхность, нарастание льда, обледенение аэродинамических поверхностей.

SUMMARY

Alekseyenko S.V. Scientific and methodological bases of icing processes modeling of aircrafts aerodynamic surfaces. – Manuscript.

Dissertation for a Doctor degree of technical sciences by specialty 01.02.05 – Mechanics of fluid, gas and plasma – National Aviation University of Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2019.

The scientific and methodological foundations for the creation of mathematical models, techniques, algorithms and programs describing the processes of hydroaerodynamics and heat and mass transfer taking into account phase transitions occurring during the icing of aircraft are developed in the thesis.

A series of experimental studies of the freezing of freezing moisture on a streamlined surface, including a study of the microphysics of the interaction process of incoming supercooled water droplets with the surface, the structure of the formed ice, and the freezing process of a supercooled surface drop is carried out. On the basis of the experiments carried out, the technique for modeling the buildup of ice was improved.

Systemic multiparametric studies in the range of flight and meteorological parameters in which icing occurs have been carried out.

The developed software and methodological support can be used along with flight tests, as well as ground-based experiments to simulate the process of formation of ice outgrowths, including ice formed during operation of the de-icing system, thermal de-icing system under the conditions of "barrier" ice in the given meteorological conditions and evaluation of the influence of such growths on the performance characteristics of aircraft. The obtained results can find application in the design of anti-icing systems, flight safety, in the certification of aircraft for flight in icing conditions, in the investigation of aviation accidents.

Key words: numerical modeling, air-droplet flow, moisture precipitation on a streamlined surface, ice growing, icing of aerodynamic surfaces.

Алексєєнко Сергій Вікторович

Науково-методологічні основи моделювання зледеніння аеродинамічних
поверхонь літальних апаратів

(Автореферат)

Підписано до друку 28.10.2019 р. Формат 60x84/16. Папір друкарський.

Друк плоский. Гарнітура Times New Roman. Умовн. друк. арк. 1,9.

Замовлення № 4810. Тираж 100 примірників.

Друкарня «Ліра», 49050, м. Дніпро, вул. Наукова, 5.